

ZESZYTY NAUKOWE
POLITECHNIKI RZESZOWSKIEJ

SCIENTIFIC LETTERS
OF RZESZOW UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

NR 295

(e-ISSN 2300-5211)

MECHANIKA

Kwartalnik

tom XXXIV

zeszyt 89 (nr 2/2017)

kwiecień-czerwiec



WYDZIAŁ
BUDOWY MASZYN
I LOTNICTWA
POLITECHNIKI RZESZOWSKIEJ

Wydano za zgodą Rektora

Redaktor naczelny
Wydawnictw Politechniki Rzeszowskiej
prof. dr hab. Grzegorz OSTASZ

Rada Naukowa ZN PRz Mechanika

Sergei ALEXANDROV (Rosja), Helmut BOEM (Austria), Józef GAWLIK (Polska),
Rudolf KAWALLA (Niemcy), Yaroslav KOVAČIK (Słowacja), Krzysztof KUBIAK (Polska),
Volodymyr KUSHCH (Ukraina), Hirpa G. LEMU (Norwegia), Thomas G. MATHIA (Francja),
Tadeusz MARKOWSKI (Polska), Pavlo MARUSCHAK (Ukraina), Paweł PAWLUS (Polska),
Andrea PICCOLROAZ (Włochy), Igor SEVOSTIANOV (USA)
Jarosław SĘP (Polska), László SIKOLYA (Węgry), Emil SPISÁK (Słowacja)
Feliks STACHOWICZ (Polska), Marian SZCZEREK (Polska),
Nicolae UNGUREANU (Rumunia), Elena VILCHEVSKAYA (Rosja)

Komitet Redakcyjny
(afiliacja: Polska)

redaktor naczelny
prof. dr hab. inż. Feliks STACHOWICZ

redaktorzy tematyczni (naukowi)
dr hab. inż. Andrzej BURGHARDT, prof. PRz
dr hab. inż. Tomasz ROGALSKI, prof. PRz
prof. dr hab. inż. Jarosław SĘP

redaktor statystyczny
prof. dr hab. inż. Paweł PAWLUS

sekretarz redakcji
dr hab. inż. Tomasz TRZEPIECIŃSKI, prof. PRz

członkowie
dr hab. inż. Tadeusz BALAWENDER, prof. PRz
dr hab. inż. Piotr STRZELCZYK, prof. PRz

Redaktor językowy
mgr Natalia TRZEPIECIŃSKA

p-ISSN 0209-2689
e-ISSN 2300-5211

Wersja drukowana Kwartalnika jest wersją pierwotną.

Redakcja czasopisma: Politechnika Rzeszowska, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa
al. Powstańców Warszawy 8, 35-959 Rzeszów (e-mail: tomtrz@prz.edu.pl)
<http://oficyna.prz.edu.pl/pl/zeszyty-naukowe/mechanika>

Wydawca: Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej
al. Powstańców Warszawy 12, 35-959 Rzeszów (e-mail: oficyna@prz.edu.pl)
<http://oficyna.prz.edu.pl>

Informacje dodatkowe i stopka – str. 271

SPIS TREŚCI

Tomasz BIK: Analysis of a selected motorbike suspension component with the use of CAD modelling and finite element method.....	145
Sergei BOSIAKOV, Anastasiya VINAKURAVA, Iryna SLAVASHEVICH, Dmitri GRICHANYUK, Feliks STACHOWICZ: Effect of hyrax screw localization on cranium response during rapid maxillary expansion	157
Rafał GAŁEK: Numerical modeling of body force induced by corona discharge	169
Paweł GIL: Morphology of synthetic jet.....	183
Krzysztof GŁYDA, Andrzej SZELMANOWSKI: Badanie właściwości lotniczego systemu przeciwpożarowego SSP-FK w aspekcie fałszywego zadziałania	193
Małgorzata JANUS-MICHALSKA, Dorota JASIŃSKA: Comparative study of bending stiffness of sandwich plates with cellular cores	203
Aleksander PAWLAK, Piotr GOMÓŁKA, Damian KORDOS, Zbigniew GOMÓŁKA: Badanie mózgu pilota podczas lotów na symulatorze	211
Adam TOKARSKI, Damian KORDOS: Projekt aplikacji mobilnej dla lotnictwa ogólnego	223
Maria TYCHANICZ, Robert SMUSZ: Properties, applications and thermal investigation of aerogels	235
Marta WÓJCIK, Beata PAWŁOWSKA, Feliks STACHOWICZ: Przegląd technologii recyklingu zużytych akumulatorów litowo-jonowych	247
Krzysztof ZIELECKI, Lucjan WITEK, Feliks STACHOWICZ: Stress analysis of the single adhesive lap joints with plastic deformation of connected materials	261

Tomasz BIK¹

ANALYSIS OF A SELECTED MOTORBIKE SUSPENSION COMPONENT WITH THE USE OF CAD MODELLING AND FINITE ELEMENT METHOD

Modelling procedure as well as structural and modal analyses of high-performance motorbike suspension element are presented in this article. Siemens NX 8.5 system has been used while preparing CAD model of components. The numerical analyses have been performed based on Finite Element Method (FEM) in ANSYS Workbench package. The behaviour of the considered part that reflects its working conditions has been set by defining appropriate loads, boundary conditions and design assumptions. As a result of the performed analyses, stress and strain distributions as well as selected natural vibration modes have been received. On the basis of these results the conclusions and further research directions have been formulated.

Keywords: CAD, CAE, structural analysis, modal analysis, finite element method

1. Introduction

High-performance motorbikes of the cross/enduro class are the most popular among these who prefer dynamic ride style. Only driving skills and high quality of the used equipment can ensure safe and controlled entertainment. Motocross is an extreme style of driving that does not accept technical barriers, thus the whole vehicle structure has to fulfil high performance requirements.

Tough competition on the market as well as demanding clients' expectations enhance the development of moto disciplines. Products of a good quality should ensure their reliability during their exploitation. Theoretical design calculations and many destructive tests had to be performed to meet requirements for reliability on the real components in the past. Each trial engaged a bunch of expensive hardware or supervisory personnel what made the procedure not only inefficient, but also cost and time consuming.

Over the last decades the development of IT technologies has led to the improvement of engineering discipline. As a result, highly advanced CAD and

¹ Autor do korespondencji/corresponding author: Tomasz Bik, Rzeszow University of Technology, al. Powstańców Warszawy 8, 35-959 Rzeszów, tel.: 17 865 1318, e-mail: tomek.bik@gmail.com

CAE tools are regularly utilised during design/redesign processes. The use of CAD and CAE tools limits to a minimum real assembly and fatigue trials. In fact, most of them is performed virtually based on the CAD models but with an accurate reflection of the boundary conditions. Popularity of CAD and FEM is confirmed by various scientific studies in this subject, e.g. [3, 4, 8-10]. The ability to simulate the real working conditions makes CAD/CAE systems an effective tool that support the durability analyses of mechanical structures not only for automotive [5, 7] but also aviation industries [2, 6]. They are successfully utilised in numerous scientific investigations.

2. Scope of the analysis

A motorbike suspension arm is a frame-coupled component that maintains rear wheel in its working position. It is a rigid element with the ability to rotate against frame. Damping module is consisted of a suspension arm and shock absorber. The main function of this module is to reduce strikes and vibrations.

New generation of motorbikes are equipped with suspension arms made of high-strength cast alloys. Better mechanical properties of the utilised material directly affect the final component price. Therefore, there exist cheaper substitutes in the market. An example of such a substitute dedicated for motorbikes CROSS 125, 150 and 250 series is shown in Fig. 1.



Fig. 1. Rear suspension arm substitute for motorbikes CROSS 125, 150 and 250 series

Due to exposure on strikes and large loads, each suspension element appears to be a critical component. Therefore, the suspension arm has to be characterised by high reliability and mechanical strength.

3. Objectives of the study

The first objective of this study is to present some selected features of CAD/CAE environments. Thus, a CAD & FEM design is discussed (e.g., different element types and sizes). The second aim is to confirm proper functionality of the suspension arm within chassis structure and defined design boundaries. To prove the lack of negative influence of component on its safety, thus some structural analyses were carried out.

Modelling issues, strength of the structure under static load as well as natural frequency analysis are the main scope of this paper. The application of a cyclic load, component's fatigue strength and vibrations with unsteady excitation will be investigated in the future. Based on the complete analyses, some conclusions to the existing geometry will be formulated.

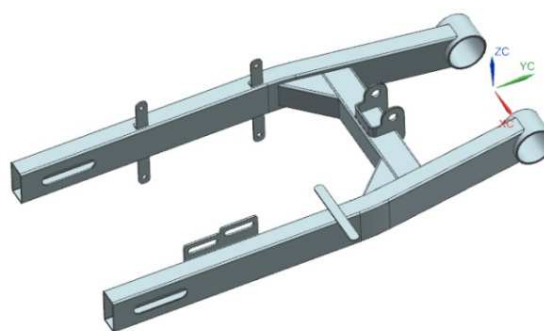


Fig. 2. 3D CAD model of suspension arm

4. CAD model

The dimensions of CAD model of suspension arm are corresponded to the characteristic dimensions of the real component. Some standard measuring instruments (e.g., a calliper, a ruler, etc.) have been used to measure the analysed part. Then the 3D model of structure (Fig. 2) has been generated using NX 8.5 system. The model is symmetrical, so there was no need to model a complete component.

Parametrical dimensioning has been applied while sketching. The main goal was to prepare a few alternative design concepts in a simple way, e.g. different wall thicknesses, bushing sizes or lugs lengths. In comparison to standard modelling approach, parametrical dimensioning allows to analyse different variants that can be dedicated to some motorbike versions. The model reflecting the performed measurements has been selected for further FEM analysis.

Basically, a detailed CAD geometry leads to difficulties with proper mesh quality. A huge amount of mesh elements increases the computation time. Thus,

CAD model was simplified so that calculation time could be optimised. As a consequence, small mass elements not affecting structural aspects (bearers for shields, brakes or brake cable brackets) have been omitted in the calculations (Fig. 3). Similarly, edge roundings and weld joints geometry were not considered. The CAD model (*.igs file) was exported to FEA system (*ANSYS Workbench*) requirements.

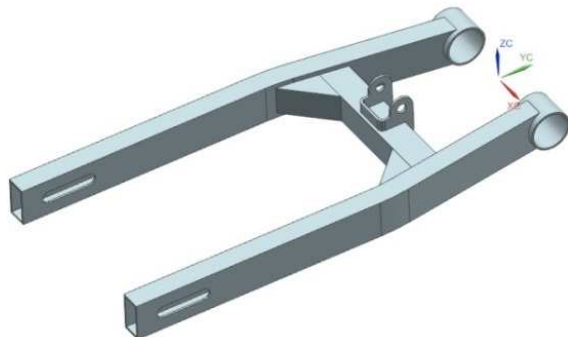


Fig. 3. Simplified 3D CAD model of suspension arm

5. Finite element analyses

Modeling in FEA system starts from setting a new project and choosing desired types of analysis (*Structural Analysis, Modal Analysis*). In the next step the CAD geometry has been imported to FE model. The units have defined as metric. The material properties of constructional steel were as follows: Young's modulus $2 \cdot 10^5$ MPa, density 7850 kg/m^3 , Poisson's ratio 0.3, and yield point 250 MPa. Then one of three available computational models had to be selected:

- solid (*Solid Body*),
- surficial (*Surface Body*),
- linear (*Line Body*).

The chosen model determines the type of geometry that is used during analyses (e.g., solid or shell). *Solid Body* option has been selected to model a suspension arm. Although *Surface Body* model has been taken into consideration as well. Proper calculations depend on appropriate definition of boundary conditions and loadings. These parameters should reflect real element behaviour during its operating. The rigid construction movements (global shift or rotation) [1] causes that boundary conditions are not defined sufficiently. This leads to numerical singularities, computation failures or large, uncontrolled structure displacements. On the other hand, too restrained displacements of the analysed component or assembly (e.g., due to rigid instead of movable constrains) lead to over-constraining of the model and cause computation failures in form of local stress concentrations [8]. So, the concentrated forces or momentum loadings should not be applied to a solid body.

Having in mind all these remarks, import and proper model orientation within working space and Global Coordinate System (GCS) has been accomplished. Two additional coordinate systems have been defined:

- a) UW1: OX1 axis covers centres of the shock absorber mounting holes, OY1 points forward direction,
- b) UW2: OX2 reflects position of the rear wheel axle mounted in lugs, OY2 points forward direction.

To define boundary conditions some degrees of freedom have been removed in model of the analysed component. Thus, free linear movements in X, Y and Z directions have been locked by fixing cylindrical surfaces of the bushes. Simultaneously, free rotation condition around axes OX and OX2 have been established so that the structure is able to bend and deform. Constraint of constant distance between lugs and frictionless supports at the end of the lugs' were defined using *Frictionless Support* option).



Fig. 4. Loading vectors layout

Definition of the static structural analysis assumes that mass of the vehicle (80 kg) and mass of a driver (90 kg) are the key load sources. It was also assumed that rear wheel is loaded with 60% of the total mass load (~100 kg). The safety factor was equal to $k = 1.4$. The resulting reaction force (Fig. 4) acting on the motorbike wheel was established as $R = 1400$ N. Load vectors are illustrated in Fig. 5. The force P that acts on suspension arm strut can be calculated according to Eqs. 1-3 (Eq. taking into account that:

$$a = 0.138\text{m} \quad b = 0.440\text{m} \quad R = 1400\text{N}$$

Momentum equality condition:

$$M_A = 0 \tag{1}$$

$$-R * \cos 15^\circ * b + P * \cos 30^\circ * a = 0 \tag{2}$$

$$P = (R * \cos 15^\circ * b) / (\cos 30^\circ * a) \quad (3)$$

$$\text{Then } P = \frac{1400 * 0.966 * 0.440}{0.866 * 0.138} = 4979 \text{ N}$$

where: $R1 = R2 = \frac{1}{2} R$ (single arm loading)

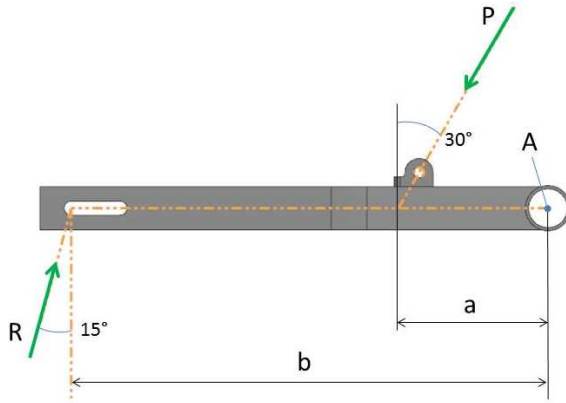


Fig. 5. Load vectors (P – load resulted from total mass of both vehicle and driver, R – ground reaction acting on the rear wheel, A – front bushes centre, b – distance between OX and $OX1$ axles, a – arm for projected force P)

To keep mesh elements free of stress concentrations, load have been expressed as pressure acting on surfaces fragments. Hence the cylindrical surfaces of holes in strut have been halved (faces 1 and 2 in Fig. 6) as well as wheel axle contact areas have been defined as small rectangular surfaces (faces 3 and 4 in Fig. 6). To generate them, *Split Face* tool within *Mechanical Engineering* module is be used.

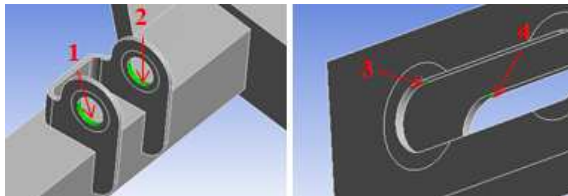


Fig. 6. Faces loaded with pressure

Mesh quality is strongly influenced by accuracy of the mapped model geometry (Fig. 7). It determines precision of the final solution as well as total

computational time. The best results of analysis were achieved for regular and ordered cubical higher-order elements [11]. Deviations of the model in the form of bevels or elongated mesh elements negatively influence the results of analyses. Models with complex geometry are usually meshed using tetrahedral elements (10-node higher-order elements). Despite that these elements reflect the geometry more accurately in comparison to 20-node elements, there appeared some losses in calculations precision. Therefore tetrahedral higher-order elements appear as a compromise to tetrahedral 4-node linear elements (the least accurate results).

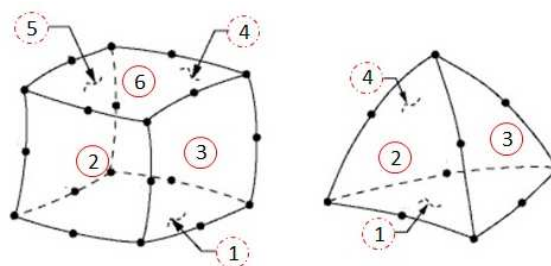


Fig. 7. Different types of mesh elements: SOLID186 (left), SOLID187 (right); 1-6 – refer to wall numbers

First calculations of the considered component have been performed with default mesh parameters in order to find the most straightened areas. The created model was composed of 10746 nodes and 5316 tetrahedral elements. The *Relevance* parameter values were differentiated between -100 and 100. The smallest negative values require large elements whereas bigger positive values of *Relevance* parameter assure more accurate mesh. Computation has been realized with the default element size coefficient: 0 (Fig. 8) whereas subsequent analyses have been carried out for the value of coefficient equal 50.

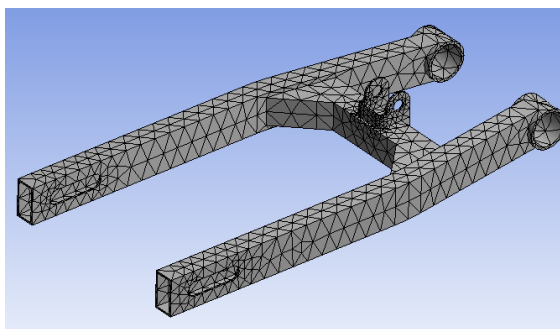


Fig. 8. Finite element mesh of suspension arm model (default system settings)

Since regular, cubic meshes are mainly used for simple geometries, the common engineering practice is to divide the basic body into smaller pieces with easier geometries. Every singular elements of the structure are meshed and finally they are joined in one complete component. Such an approach has been also used during meshing the most deformed regions (Fig. 9).

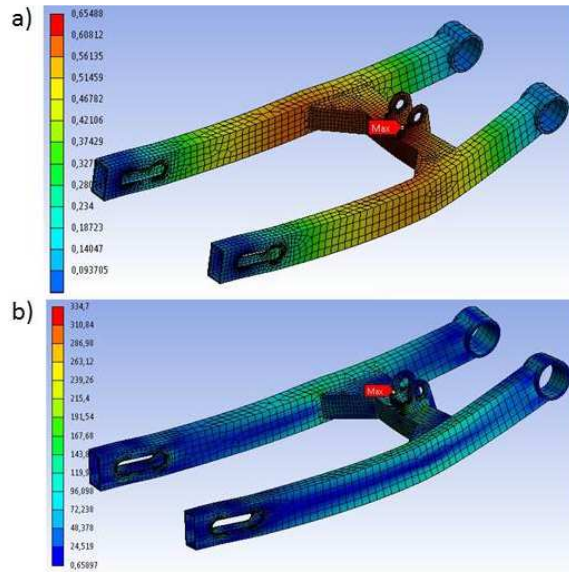


Fig. 9. Distributions of (a) strain (in mm) and (b) stress (in MPa)

To illustrate the distributions of strains and stresses the von Mises criterion was selected. In the case of final calculations the model has been meshed with hexagonal elements with some local mesh refinement. The element size and desired elements number, and the *Sphere of Influence* feature have been adequately optimized. Furthermore, an assumption of maximal 5% difference in average stress value (*Elemental Mean* type) among four neighbouring mesh elements has been established as the quality indicator. This should help to determine proper stress and strain distribution between the closest mesh elements. The obtained results were satisfying.

Summarizing, final mesh structure consists of 60 000 nodes and over 18500 elements (5316 for default system settings). Figures 9 and 10 illustrate distributions of strains and stresses. The performed analyses showed that mean stress value (according to *Huber von Mises* criterion) did not exceed 70 MPa. In the areas of stress concentration the values of stresses were between 80 and 120 MPa. Maximal stress (slightly above 200 MPa) has been noticed close to radius of the shock absorber holder. Small radius causes stress concentration and may lead to cracks in material. Maximal strain value has been also observed within strut area (0.65 mm).

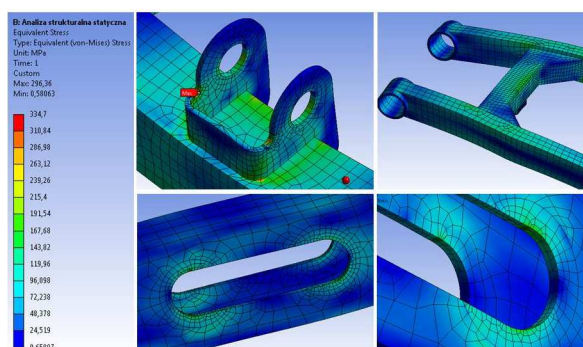


Fig. 10. The most loaded areas of suspension arm (MPa)

For defined boundary conditions, applied loads and mesh type the modal analysis has been carried out. Vibrations are understood as mechanical phenomenon of structure that oscillates around an equilibrium point. Frequency at which the structure tends to oscillate when it is not excited by any external force is its natural frequency [8]. In most engineering cases vibrations are not desired. They cause energy dispersion and generate noise. If the value of forced frequency (caused by influence of applied force) is close to or equals the natural structure frequency, a resonance phenomenon can be observed. It directly increases vibrations amplitude and thus it can result in destruction of component. Therefore, both usage of resilient materials and the proper geometrical design can prevent many components against negative vibrations influence. As a result, one of the basic engineering aim is to design components that both meet strength requirements and are resilient enough to avoid covering the free component frequencies with typical external extortion.

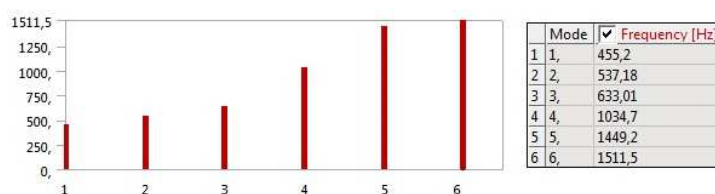


Fig. 11. First six free vibrations frequencies of the component

Engineering practice shows that the most important are the lowest frequencies and therefore first six modes were considered (Fig. 11). As a result, besides critical frequencies some suitable strain modes of the component could be observed (Fig. 12). It also allows to identify the areas of largest deformation.

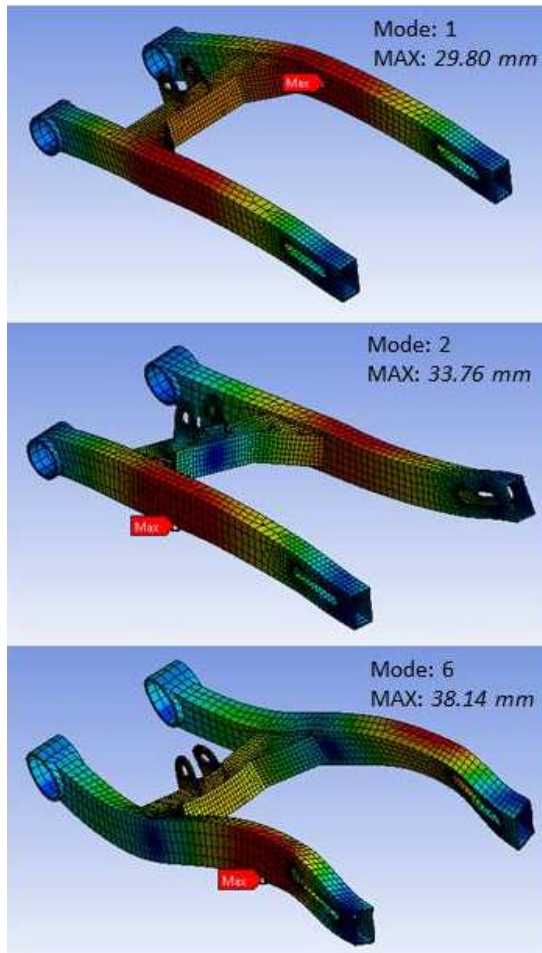


Fig. 12. Three selected free vibration modes: 1st (top), 2nd (middle), 6th (bottom), deformations not to scale

The possibility to modify component's geometry after a series of performed calculations seems to be a great advantage of *ANSYS Workbench*. For that purpose a set of tools within *Design Modeller* mode has been dedicated. The tools of *ANSYS Workbench* support the review of the results and help to determine stress/strain distribution in analysed regions.

6. Summary

This results presented in the article proves that modern CAD/CAE systems truly support both manufacturing and design processes. Components and whole structures can be optimized at any stage of their exploitation. A few design con-

cepts at once can be easily analysed. The systems ensure good products quality and balance their price simultaneously.

The results of the performed analyses point out that considered component meets static strength requirements for the assumed load conditions. It would be desired to decrease the stress concentration in transient radius of suspension arm. Similarly, walls thickening at the ends of lugs eliminates stress concentration. Modal analysis allowed to determine the first six vibration modes and the critical frequencies. To make the component analyses complete, further analyses with dynamic loadings and some fatigue and life trials (weld joints considered as well) should be performed. Therefore, these problems will be scope of a next study.

References

- [1] Bąk R., Burczyński T.: Wytrzymałość materiałów z elementami ujęcia komputerowego, WNT, Warszawa 2009.
- [2] Gmurczyk G., Reymer P., Kurdelski M.: Global FEM model of combat helicopter, J. KONES Powertrain Transport, 18 (2011) 137-144.
- [3] Jaskulski A.: CAD/CAE - Przewidywane kierunki rozwoju, Mechanik, 87 (2014) 958-959.
- [4] Jerry J., Kuric I., Grozan S., Cecuan V.: Calibration of 5-axis CNC machine tool with 3D quick set measurement system, Academic J. Manuf. Eng., 12 (2014) 20-25.
- [5] Kordowska M.: Wykorzystanie systemów CAD/CAM w procesie projektowania na potrzeby przemysłu samochodowego, Autobusy, 12 (2011) 199-203.
- [6] Kosiuczenko K., Napadlek M.: Numerical simulation the finite element method (FEM) of stress and strain for the chosen coatings TBCs on turbine blades loaded with laser impulses, J. KONES Powertrain Transport, 19, (2012) 183-186.
- [7] Kułakowska A., Patyk R.: Obliczenia numeryczne trwałości układu korbowo-tłokowego silnika spalinowego, Autobusy, 12 (2011) 253-258.
- [8] Łaszek S.: Przykłady analizy konstrukcji w systemie MES ANSYS-Workbench, vol. 12.1, Wydawnictwo PK, Kraków 2012.
- [9] Rakowski G., Kacprzyk Z.: Metoda Elementów Skończonych w mechanice konstrukcji, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2005.
- [10] Skrzat A.: Modelowanie liniowych i nieliniowych problemów mechaniki ciała stałego i przepływów ciepła w programie ANSYS Workbench, Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 2014.
- [11] ANSYS Workbench, User Manual Guide.

ANALIZA WYBRANEGO KOMPONENTU ZAWIESZENIA MOTOCYKLA Z WYKORZYSTANIEM MODELOWANIA CAD ORAZ METODY ELEMENTÓW SKOŃCZONYCH

Streszczenie

W artykule przedstawiono procedurę modelowania oraz analizę strukturalną i modalną elementu zawieszenia motoroweru. Do zamodelowania komponentu użyto programu Siemens NX 8.5, natomiast analizy numeryczne przeprowadzone zostały w systemie ANSYS Workbench z wykorzystaniem Metody Elementów Skończonych (MES). Zachowanie części odpowiadające warunkom jej pracy odzwierciedlono definiując stosowne obciążenia, warunki brzegowe i założenia konstrukcyjne. Rezultatem wykonanych analiz są rozkłady naprężeń, odkształceń i wybranych postaci drgań własnych komponentu. W oparciu o wyniki sformułowano wnioski oraz zaproponowano kierunki dalszych badań.

Słowa kluczowe: CAD, CAE, analiza strukturalna, analiza modalna, metoda elementów skończonych

DOI: 10.7862/rm.2017.12

Otrzymano/received: 31.03.2017

Zaakceptowano/accepted: 14.06.2017

Sergei BOSIAKOV¹
Anastasiya VINAURAVA²
Iryna SLAVASHEVICH³
Dmitri GRICHANYUK⁴
Feliks STACHOWICZ⁵

EFFECT OF HYRAX SCREW LOCALIZATION ON CRANIUM RESPONSE DURING RAPID MAXILLARY EXPANSION

Rapid maxillary expansion is employed for the treatment of cross-bite and deficiency of transversal dimension of the maxilla in patients with and without cleft of palate and lip. The aim of this study is the finite-element analysis of stresses and displacements of skull, with and without unilateral cleft, after application of the HYRAX orthodontic device. Three different constructions of the orthodontic Hyrax device with different positions of the screw - in the occlusal horizontal plane, near occlusal horizontal plane and near the palate - are considered. Application of the orthodontic device corresponds to the rotation of the screw on one-quarter turn. It is established that the screw position significantly affects the stress patterns in skull and displacements of the cranium with and without unilateral palate cleft. Depending on the construction of the orthodontic appliance, the maxilla halves in the transversal plane are unfolded or the whole skull is entirely rotated in the sagittal plane. The obtained results can be used for designing of orthodontic appliances with the Hyrax screw, as well as for planning of osteotomies during the surgical assistance of the rapid maxillary expansion.

Keywords: rapid maxillary expansion, intact skull, palate cleft, finite element method, HYRAX device, stress-strain state

1. Introduction

Rapid maxillary expansion is one of the various treatments for the narrow transverse dimension of the maxilla. The rapid expansion of the maxilla is rec-

¹ Author for correspondence/autor do korespondencji: Sergei Bosiakov, Belarusian State University, 4 Nezavisimosti avenue, 220030 Minsk, Belarus, tel. +375172095345, e-mail: bosia-kov@bsu.by

² Anastasiya Vinokurova, Rzeszow University of Technology, e-mail: vinakurava@prz.edu.pl

³ Iryna Slavashevich, Belarusian State University, e-mail: slavashevichi@yandex.ru

⁴ Dmitri Grichnyuk, Belarusian Medical Academy of Postgraduate Education, e-mail: dr_gda@mail.ru

⁵ Feliks Stachowicz, Rzeszow University of Technology, e-mail: stafel@prz.edu.pl

ommended by using fixed devices, in particular, Hyrax or palatally distractors to separate parts of the maxilla by opening the mid palatal suture [4, 8, 19]. The most hygienic devices among the various types of orthodontic appliances are with a Hyrax screw. Furthermore, devices of this type are the least traumatic and more comfortable for the patient, and also they have a low percentage of complications after application. At the same time, the design features of devices for maxillary expansion affect the intensity and nature of displacement of bone structures of the skull and teeth [11, 20].

Generally, to understand the influence of maxillary dilatation on the bone structures of the skull and teeth the finite element modeling is used [6, 10, 12, 13, 14, 17, 18, 22]. An extensive review of the computational calculations of stresses and displacements of the maxillary complex when exposed to different types of orthodontic appliances was done in one of the previous works [15]. Common simplifying assumption adopted in the above-mentioned works and other similar finite element studies is the simulation of action orthodontic appliance on the bone structures of the skull through the application of transversal displacements or forces to certain teeth. In particular, to simulate the clinical situation, ere applied displacements of 5 mm were applied in a transversal plane to the upper premolars and first molars [17]. In [22] it is assumed that the orthodontic device is absolutely rigid. Therefore, for modeling the clinical situation in [22], certain displacements were applied corresponding to a specific number of revolutions of screw of the machine. The authors emphasize that the same simplifying assumptions are made in other known studies, see [12, 13, 18].

The goal of this study is the comparative analysis of stresses and displacements of bone structures of the skull, with and without palate cleft after application of different designs of orthodontic Hyrax device. Designs of orthodontic device differ in the arrangement of the screw relative to the palate. Therefore, another goal is to evaluate the influence of the location of the Hyrax screw on the distribution and magnitudes of stresses and displacements in the maxillary complex. Finite element method is used to achieve these goals.

2. Finite-Element Modelling

Development of the finite element models of the skull, orthodontic appliance and the abutment teeth is described in [2, 3]. Evaluation of the stress-strain state of the maxillary complex was carried out for three designs of orthodontic appliance: design with an arrangement of rods and screw in the same horizontal (occlusal) plane (Model 1) and, designs with a screw displaced to the palate relatively to the horizontal plane of 2 mm and 8 mm (Model 2 and Model 3, respectively). The geometrical dimensions of orthodontic appliances are the same, except for the lengths of the rods which are connecting the screw of appliances with premolars and the screw with the molars. Periodontal liagment wasn't considered, because after application of the orthodontic appliance the abutment

teeth completely cover the periodontal crevice [22]. The models of the orthodontic appliance are set up on the skull with one-side cleft or without cleft. The palate cleft is transparent and placed on the level of the second incisor on the left. The number of the elements and nodes in the calculation models of the skulls, abutment teeth and orthodontic appliances are shown in Table 1. Moduli of elasticity for the bones of the maxillary complex, orthodontic appliance and abutment teeth are shown in Table 2. Poisson's ratio for all the materials are equal to 0.3 [21]. The loading of the skull was carried out by a transversal movement of each plate on 0.2 mm (corresponds to a quarter turn of the screw of the orthodontic appliance [4, 7, 9]). Fastening of the skull was carried out in the nodes located near the occipital foramen [12, 13, 18].

Table 1. Parameters of finite-element models

Model	Number of nodes	Number of elements
Skull without palate cleft	77 036	185 302
Skull with unilateral palate cleft	24 556	85 087
Model 1	15 918	7 798
Model 2	16 410	8 022
Model 3	19 853	9 974

Table 2. Modulus of elasticity [21]

Materials	Steel	Compact bone	Trabecular bone	Tooth
Elasticity modulus, GPa	200.0	13.7	8.0	20.7

3. Craniofacial Complex without Palate Cleft

From the stress distributions shown in figure 1, it is seen that the stresses after application of Model 1 occur mainly in the region of upper jaw. Sufficiently high stresses are observed in the middle and lower part of the nasal passage, and also in the lower region of the left eye-socket. It can be concluded that even a slight displacement of the screw of the device from the occlusal plane to the palate leads to a redistribution of stresses in the base of the skull from the palatal part of the upper jaw to the occipital bone and the occipital foramen through the pharyngeal tubercle (Fig. 2). After application of Model 2, the stress state from the pharyngeal tubercle extends to the sphenoid bone, in particular to the lateral and medial pterygoid plates (Fig. 2) and shows that sufficiently high stresses occur in the alveolar and frontal processes of the upper jaw, in region of pharyngeal tubercle and the occipital bone.

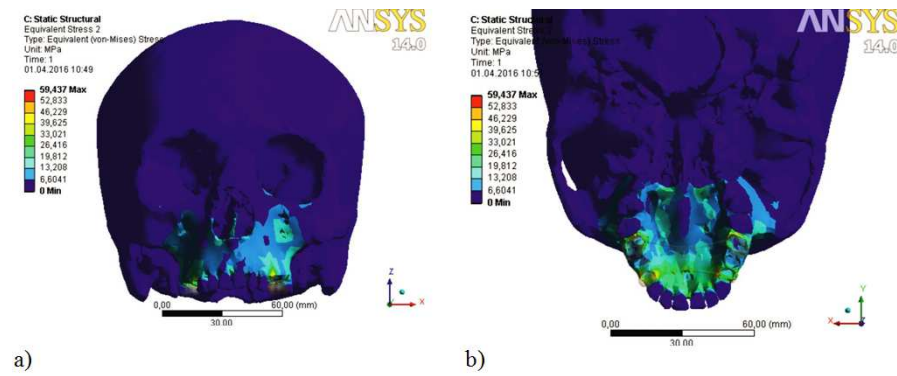


Fig. 1. Stress patterns (MPa) in cranium without palate cleft after application of Model 1: pattern in front of skull (a), pattern in base of skull (b)

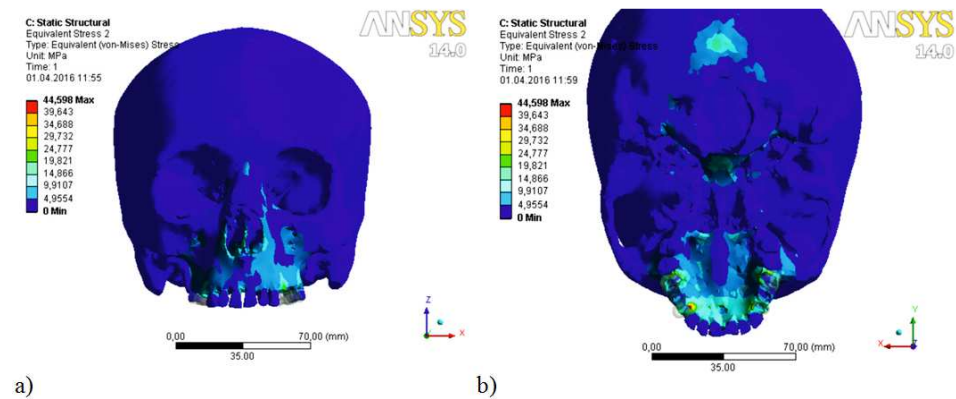


Fig. 2. Stress patterns (MPa) in cranium without palate cleft after application of Model 2: pattern in front of skull (a), pattern in base of skull (b)

From figure 3, it can be seen that after application of Model 3 the upper jaw is loaded in certain areas, and stresses are decreased. In facial part of the skull the stress region shifts from the upper jaw to the nasal aperture and to the zygomatic processes. Stresses are practically absent in the base of the skull in the region of the median palatal suture, and remain only in the region of the intermaxillary bone. At the same time, stresses occur in the occipital and the sphenoid bone in the region of occipital foramen. The stresses are practically absent in the region of the median palatal suture. Stresses in the upper jaw appear fragmentary, and the most significant stresses are observed on the lateral sides of the upper jaw. Stresses are absent in the facial part of the upper jaw, and stress region is almost completely transferred to nasal aperture. It can also be noted that, stresses increase in the sphenoid and occipital bones in the skull base.

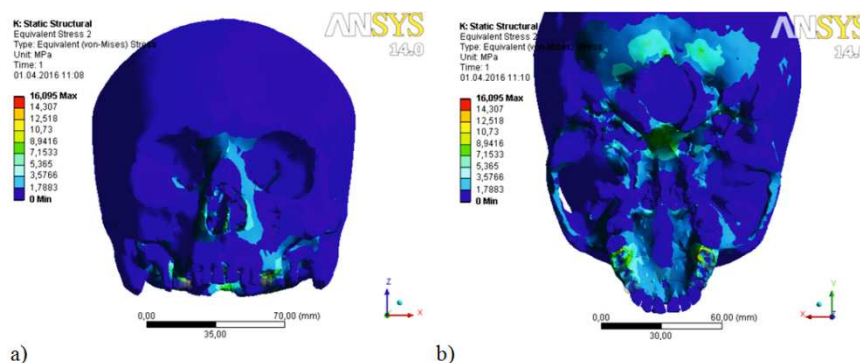


Fig. 3. Stress patterns (MPa) in cranium without palate cleft after application of Model 3: pattern in front of skull (a), pattern in base of skull (b)

From the results obtained it can be noted that after application of Model 2 (Fig. 4b), maximum displacements of points on the skull are higher than in the case of Models 1 (Fig. 4a) and 3 (Fig. 4c). Calculation of the displacements of points on the skull without cleft for intermediate positions of the screw of the orthodontic appliance (between positions corresponding to Models 1 and 3) shows that even with a slight displacement of the screw of the orthodontic appliance from the occlusal plane to the palate, displacements of points on the skull increase and reach maximum values when the location of the screw of the appliance is approximately at a distance of 0.25 mm from the occlusal plane. Upon the displacement of the screw of the orthodontic appliance to the palate, the maximum displacements of the points on the skull decrease to values corresponding to Model 3 (Fig. 4). At the same time, when using Model 2 the maximum transversal displacements significantly exceed (more than twice) the transversal displacements when using Model 3 (Fig. 4b). The vector fields of displacements (Fig. 4b and 4c) show that after application of Models 2 and 3 the skull is rotated counterclockwise (when viewed from the positive direction of the x -axis).

4. Craniofacial Complex with Palate Cleft

From figure 5 it can be noted that after application of Model 1, high stresses occur in the maxilla, the zygomatic process of the maxilla, nasal cavity, as well as in the regions of the maxillary and the zygomatic bones, located next to the eye-sockets. Area of stresses extends into the frontal process of maxilla, located on the same side of the skull as a palate cleft. Furthermore, stresses noticeable in nasal bone and the fronto-nasal, internasale and naso-maxillary sutures. In the skull base, the region of the high stresses is distributed through the lateral and medial pterygoid laminae to the pharyngeal tubercle. It should be noted that stresses also occur in the area covering the sulcus of the auditory

tube. This indicates that maxillary expansion can have an impact on the enlargement of the nasal cavity and improvement of nasal breathing [1, 5, 13, 14, 17], as well as change in hearing in patients with palate cleft. Note that short-term and long-term effects of maxillary expansion on the auditory conduction is described in [16].

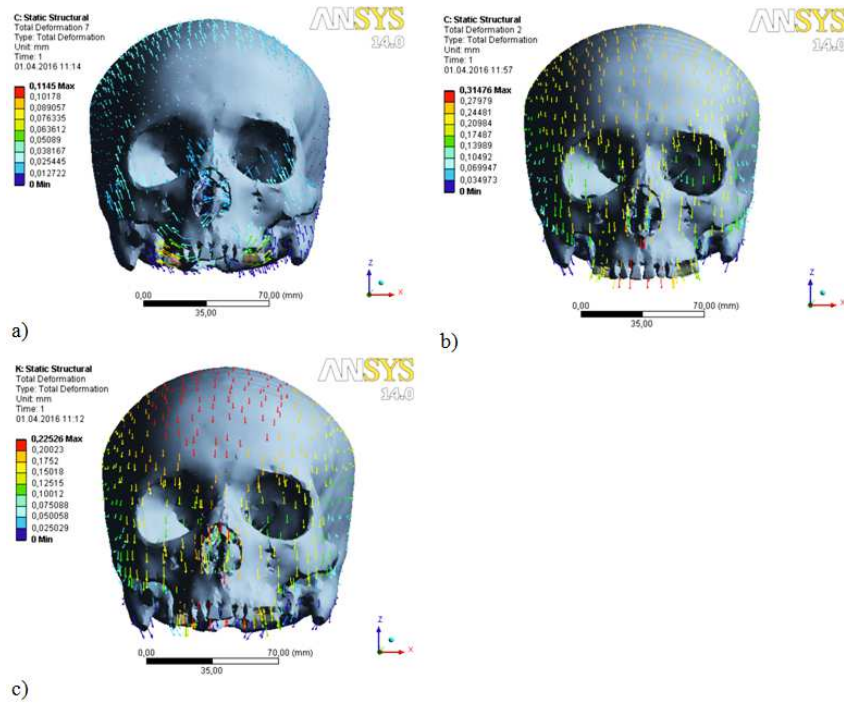


Fig. 4. Vector fields of total displacements for skull without palate cleft after application of: Model 1 (a), Model 2 (b) and Model 3 (c)

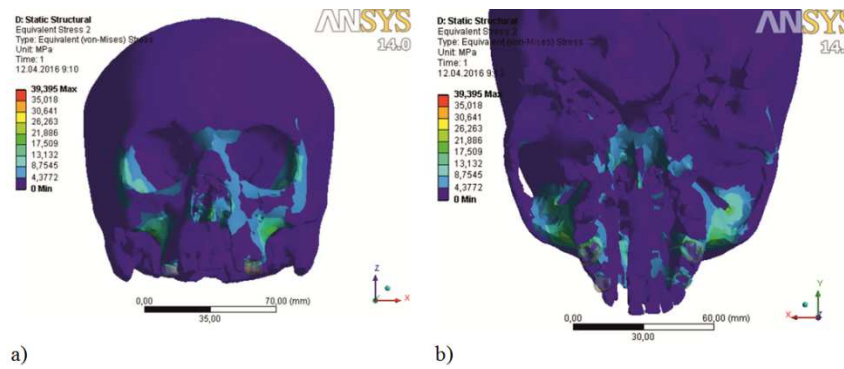


Fig. 5. Stress patterns (MPa) in cranium with unilateral palate cleft after application of Model 1: pattern in front of skull (a), pattern in base of skull (b)

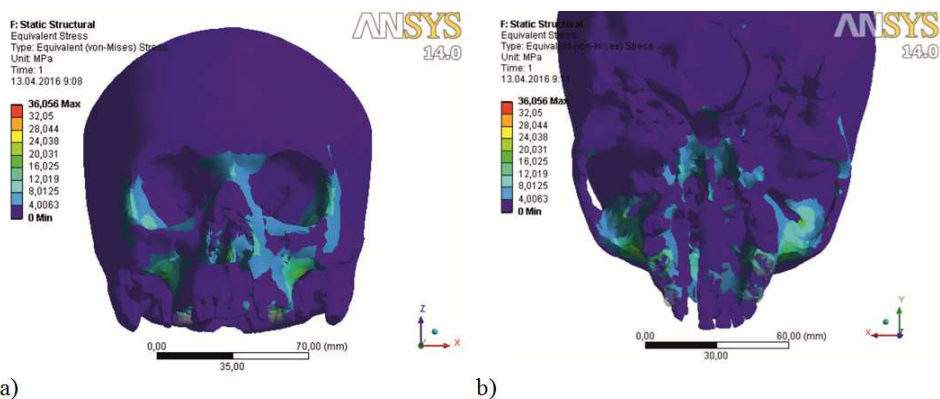


Fig. 6. Stress patterns (MPa) in cranium with unilateral palate cleft after application of Model 2: pattern in front of skull (a), pattern in base of skull (b)

From figures 5–7, it is seen that the difference between the stress distributions are mainly in the values of the stresses. Stresses in the region of the infra-orbital foramen, zygomatic and frontal processes of the maxilla and of the zygomatic bone decrease after application of Models 2 and 3 as compared to Model 1. Stresses almost disappear in the region of the zygomatic bone and infra-orbital foramen after application of Model 3 (Fig. 7). At the same time, it is seen that the region of the stresses in the zygomatic and frontal processes of the maxilla remains practically unchanged. Stress state remains practically unchanged in the base of the skull after application of Models 1-3 (Fig. 5-7). Vector fields of full displacements arising in the skull with unilateral cleft after application of Models 1÷3 are shown in figure 8.

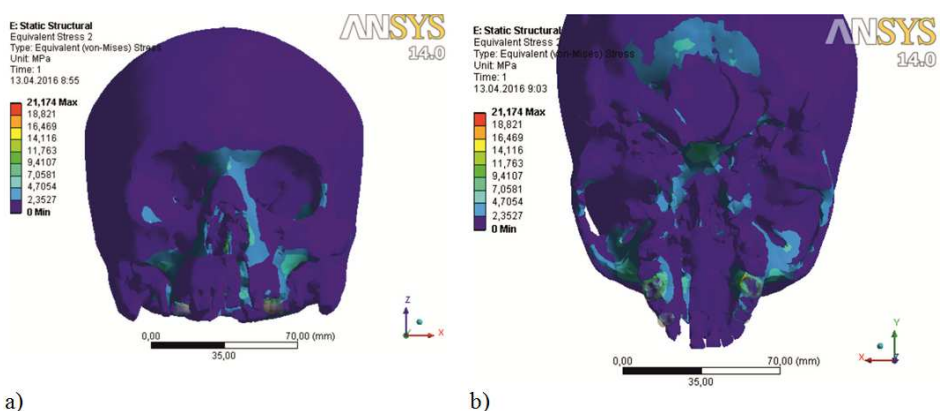


Fig. 7. Stress patterns (MPa) in cranium with unilateral palate cleft after application of Model 3: pattern in front of skull (a), pattern in base of skull (b)

Upon the application of Model 1, there is rotation of two parts of the upper jaw relative to the horizontal axis (extending along y -axis), located approximately in the region of the nasal aperture. The largest are the components of the total displacement directed along the x -axis, i.e. transverse displacements (Fig. 8a). At the same time, the transversal displacements is comparable to the vertical component of the complete displacement, directed along the z -axis (Fig. 8a). The component of the vector of the total displacements of the upper jaw, collinear to z -axis (the z -axis), for the most parts of the maxillary complex is directed along the positive direction of this axis, and in the region of the front incisors and the nasal aperture is directed in the opposite direction. The smallest among the components of the total displacement is a sagittal displacement along the y -axis (Fig. 8a). The upper part of the skull and the region of the front jaw in the horizontal direction move backward while the rest of the upper jaw and the zygomatic arch slightly move forward.

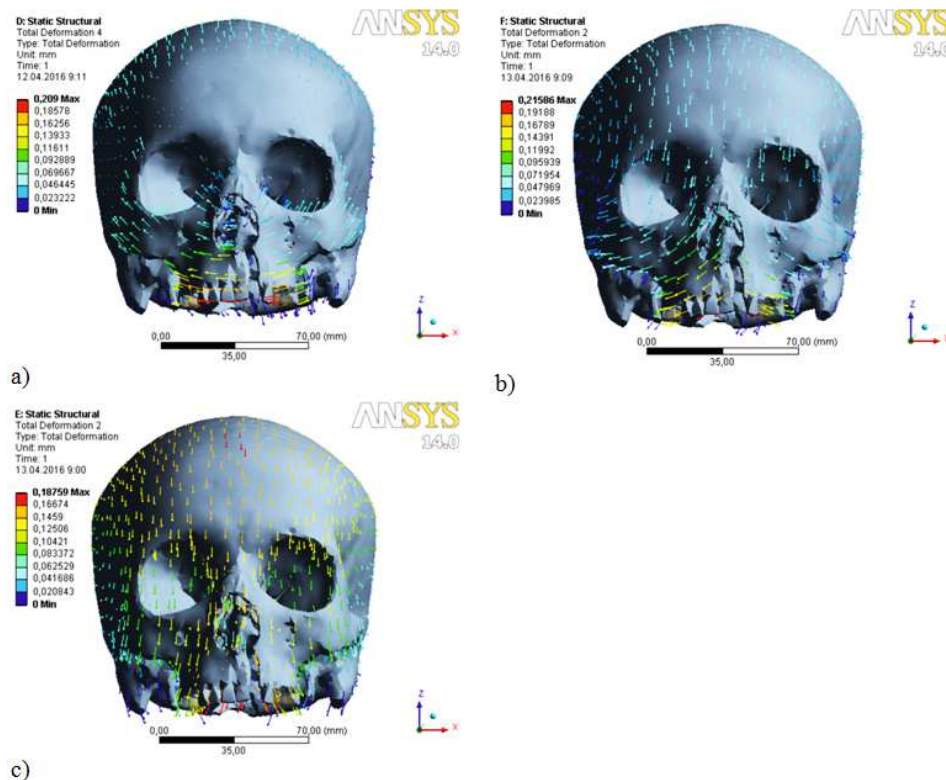


Fig. 8. Vector fields of total displacements for skull without palate cleft after application of: Model 1 (a), Model 2 (b) and Model 3 (c)

The displacement distributions that occur after application of Model 1 and 2 (Fig. 8b) are qualitatively almost identical to each other. The transversal dis-

placements of the points on the skull run up to high enough displacements, compared to the values of transversal displacements which are observed after application of Model 1. From figure 8c it can be observed that after application of Model 3, the direction and magnitude of total displacement significantly changed as compared to Model 1. Mainly, the total displacements are directed along the z -axis. Thus, the front part of the skull moves down, and the rear part goes up, which leads to the rotation of the skull counterclockwise relative to the positive direction of the z -axis.

5. Conclusions

The highest stresses are observed in the alveolar processes of the upper jaw regardless of the location of the screw of the orthodontic appliance relative to the palate in the skull without cleft. Upon the displacement of the screw of the appliance from the occlusal plane to the palate, stresses are transferred from the upper jaw and its zygomatic processes to the frontal processes of the maxilla and cover the nasal cavity. The stress distributions after application of Model 1 and Model 2, in the base of the skull without clefts have significantly complicated form. The maximum values of the stresses decrease when the design of orthodontic appliance changes from Model 1 to Model 2, and the maximum stresses decrease in a nonlinear manner. The slight deviation of the screw of the appliance from the occlusal plane, corresponding to Model 3, in the skull without cleft does not lead to a qualitative change of the stress distribution. Total displacements of the points of the skull without cleft have the highest value, if the screw of the orthodontic appliance is slightly displaced from the occlusal plane to the palate. If the screw is located near the palate, mainly, the displacements of the points on the skull are directed vertically. The largest transversal displacements are observed in the skull after application of Model 2. The vector fields of the displacements show that after application of Models 2 and 3, the skull is rotated counterclockwise (when viewed from the positive direction of x -axis).

Stress distributions appear to be similar in the skull with unilateral palate cleft. The displacement of the screw of the orthodontic appliance to the palate in the skull with unilateral cleft leads to the decrease of the stresses in the region of the infraorbital foramen, zygomatic and frontal processes of the maxilla and in the zygomatic bone. At the same time, stresses in the zygomatic and frontal processes of the maxilla remain almost unchanged. The stress state remains practically unchanged in the base of the skull, when the screw of the orthodontic appliance is moved to the palate. Therefore, we can conclude that the stresses change qualitatively in the base of the skull, if the screw of the appliance is located directly near the palate. High stresses occur in the region of the mandibular processes of the upper jaw, both when using Model 1 as well as using Model 3. After application of Model 1 in the skull with cleft, two parts of the

upper jaw turn relative to the horizontal axis (extending along the y-axis), located approximately in the region of the nasal aperture. Transversal displacements are the largest component of the total displacement. The displacement distributions that occur after application of Model 1 and 2 qualitatively almost coincide with each other. After application of Model 3, the direction and magnitude of total displacement significantly changed as compared to the appliance of Model 1. Mainly, the total displacements are directed along the vertical line. Thus, the front part of the skull moves down, and the rear part goes up, which leads to the rotation of the skull counterclockwise relative to the positive direction of the axis Oz. The skull with cleft is almost not rotated after application of Model 3 as compared to Models 1 and 2.

References

- [1] Boryor A., Geiger M., Hohmann A., Wunderlich A., Sander Ch., Sander F.M., Sander F.G.: Stress distribution and displacement analysis during an intermaxillary disjunction - A three-dimensional FEM study of a human skull, *J. Biomechanics*, 41 (2008) 376-382.
- [2] Bosiakov S., Vinokurova A., Dosta A.: Biomechanical effects of maxillary expansion in cross-bite patients during orthodontic treatment with Hyrax system, In: V. Mityushev, M. Ruzhansky (Eds.), *Current Trends in Analysis and Its Applications*. Birkhäuser Mathematics, XVI (2015) 793-802.
- [3] Bosiakov S., Vinakurava A., Dosta A.: Deformations at the craniofacial complex depending on the HYRAX device design, *ZN PRz Mechanika*, 32 (2015) 5-15.
- [4] Chaconas S.J., Caputo A.A.: Observation of orthopedic force distribution produced by maxillary orthodontic appliances, *American J. Orthodontics*, 82 (1982) 492-501.
- [5] Chuah C., Mehra P.: Bilateral lingual anesthesia following surgically assisted rapid palatal expansion: report of a case, *J. Oral Maxillofacial Surg.*, 63 (2005) 416-418.
- [6] Gautam P., Zhao L., Patel P.: Biomechanical response of the maxillofacial skeleton to transpalatal orthopedic force in a unilateral palatal cleft, *Angle Orthodontist*, 81 (2011) 503-509.
- [7] Ghoneima A., Abdel-Fattah E., Hartsfield J., El-Bedwehi A., Kamel A., Kulaf K.: Effects of rapid maxillary expansion on the cranial and circummaxillary sutures, *American J. Orthodontic Dentofacial Orthopedics*, 140 (2011) 510-519.
- [8] Goldenberg D.C., Goldenberg F.C., Alonso N., Gebrin E.S., Amaral Th. S., Scanavini M.A., Ferreira M.C.: Hyrax appliance opening and pattern of skeletal maxillary expansion after surgically assisted rapid palatal expansion: a computed tomography evaluation, *Oral Surgery, Oral Medicine, Oral Pathology, Oral Radiology, and Endodontology*, 106 (2008) 812-819.
- [9] Han U.A., Kim Y., Park J.U. Three-dimensional finite element analysis of stress distribution and displacement of the maxilla following surgically assisted rapid maxillary expansion, *J. Cranio-Maxillofacial Surgery*, 37 (2009) 145-154.

- [10] Holberg C., Holberg N., Schwenzer K., Wichelhaus A., Rudzki-Janson I.: Biomechanical analysis of maxillary expansion in CLP patients, *Angle Orthodontist*, 77 (2007) 280-287.
- [11] Isaacson R.J., Wood J.L., Ingram A.H.: Forces produced by rapid maxillary expansion, part I and II, *Angle Orthodontics*, 34 (1964) 256-270.
- [12] Iseri H., Tekkaya, A.E., Öztan, Ö., Bilgiç, S.: Biomechanical effects of rapid maxillary expansion on the craniofacial skeleton, studied by the finite element method, *European J. Orthodontics*, 20 (1998) 347-356.
- [13] Jafari A., Shetty K.S., Kumar M.: Study of stress distribution and displacement of various craniofacial structures following application of transverse orthopedic forces-a three dimensional FEM study, *Angle Orthodontist*, 73 (2003) 12-20.
- [14] Lee H., Ting K., Nelson M., Sun N., Sung S.-J.: Maxillary expansion in customized finite element method models, *American J. Orthodontics Dentofacial Orthopedics*, 136 (2009) 367-374.
- [15] Ludwig B., Baumgaertel S., Zorkun B., Bonitz L., Glasl B., Wilmes B., Lisson J.: Application of a new viscoelastic finite element method model and analysis of miniscrew-supported hybrid hyrax treatment, *American J. Orthodontics Dentofacial Orthopedics*, 143 (2013) 426-435.
- [16] McGuinness N.J., McDonald J.P.: Changes in natural head position observed immediately and one year after rapid maxillary expansion, *European J. Orthodontics*, 28 (2006) 126-134.
- [17] Pan X., Qian Yu., Yu J., Wang D., Tang Y., Shen G. Biomechanical effects of rapid palatal expansion on the craniofacial skeleton with cleft palate: a three-dimensional finite element analysis, *Cleft Palate Craniofacial J.*, 44 (2007)149-154.
- [18] Provatidis C., Georgiopoulos B., Kotinas A., McDonald J.P.: On the FEM modeling of craniofacial changes during rapid maxillary expansion, *Medical Eng. Physics*, 29 (2007) 566-579.
- [19] Romanyk D.L., Lagravere M.O., Toogood R.W., Major P.W., Carey J. P. Review of maxillary expansion appliance activation methods: engineering and clinical perspectives, *J. Dental Biomechanics*, 2010. DOI: 10.4061/2010/496906.
- [20] Sander C., Huffmeier S., Sander F.M., Sander F.G.: Initial results regarding force exertion during rapid maxillary expansion in children, *J. Orofacial Orthopedics*, 67 (2006) 19-26.
- [21] Tanne K., Sakuda M.: Biomechanical and clinical changes of the craniofacial complex from orthopedic maxillary protraction, *Angle Orthodontist*, 61 (1991) 145-152.
- [22] Wang D., Cheng L., Wang Ch., Qian Yu., Pan X.: Biomechanical analysis of rapid maxillary expansion in the UCLP patient, *Medical Eng. Physics*, 31 (2009) 409-417.

WPŁYW LOKALIZACJI ŚRUBY NA DOKRĘCANIE NA ODPOWIEDŹ KOROWĄ PODCZAS SZYBKIEGO ROZSZERZANIA SIĘ SZCZĘKI

Streszczenie

Do leczenia przekrwienia i niedoboru wymiarów przekroju poprzecznego szczęki u chorych z rozszczepem lub bez rozszczepu podniebienia i wargi stosowana jest szybka ekspandacja szczęki. Celem tego badania jest analiza naprężeń oraz przemieszczeń czaszki, z/bez jednostronnego rozszczepu, po zastosowaniu urządzenia ortodontycznego HYRAX. Uwzględniane są trzy różne konstrukcje przyrządu HYRAX z różnymi pozycjami śruby - w płaszczyźnie poziomej zgryzu, w pobliżu płaszczyzny poziomej okluzji i pod podniebieniem. Ustalono, że pozycja śruby w znaczący sposób wpływa na rozkłady przemieszczeń i naprężeń w czaszce z/bez jednostronnego rozszczepu podniebienia. W zależności od konstrukcji urządzenia ortodontycznego przemieszczane są połówki szczęki w płaszczyźnie poprzecznej lub cała czaszka jest całkowicie obracana w płaszczyźnie strzałkowej. Uzyskane wyniki mogą być wykorzystane do projektowania urządzeń ortodontycznych za pomocą śruby Hyrax, a także do planowania osteotomii podczas chirurgicznego wspomagania szybkiego rozszerzania się szczęki.

Słowa kluczowe: szybkie rozszerzenie szczęki, nienaruszona czaszka, rozszczep podniebienia, metoda elementów skończonych, urządzenie HYRAX, stan naprężenia-odkształcenia

DOI: 10.7862/rm.2017.13

Otrzymano/received: 12.01.2017

Zaakceptowano/accepted: 17.03.2017

Rafał GAŁEK¹

NUMERICAL MODELING OF BODY FORCE INDUCED BY CORONA DISCHARGE

The paper presents the theoretical basis and results of numerical modeling of corona discharge phenomenon carried out to determine the value of body force that induces the flow of surrounding fluid. The system of two partial differential equations is solved with the values of electric potential ϕ and space charge density ρ_q as unknowns. The first equation is of Poisson-type with Laplacian acting on the value of potential and source term dependent on space charge density as well as electric permittivity of the medium. The second equation is current continuity equation, where the current density is composed of charge carrier diffusion term and the term describing their drift in electric field. Particular attention was given to the boundary condition of space charge density due to its indirect nature. Geometry of the problem assumes that positive corona discharge takes place on the sharp edge of the blade-shaped anode while flat grounded plate acts as a cathode. Such configuration enables simplified analysis in 2D Cartesian coordinates assuming that the section plane is sufficiently far from the lateral edges of the blade. The system of equations is solved with MOOSE (Multiphysics Object-Oriented Simulation Environment) Framework released in public domain on GNU LGPL license by Idaho National Laboratory. Presented results include 2D distributions of electric potential, electric field strength, space charge density and body force in air surrounding electrodes.

Keywords: ion wind, electrostatic fluid accelerator, EHD flow, finite element method, system of differential equations

1. Introduction

Electrostatic Fluid Accelerators (EFA) have recently drawn some attention as a potential alternative to rotary devices mainly in electronic cooling applications. Besides some considerable drawbacks such as a need for very high voltage, the technology has also a substantial advantage: it is able to propel transfer fluid without any moving parts. Instead the momentum is transferred to neutral gas molecules by ions created with corona discharge and accelerated in electric field resulting in an electrohydrodynamic (EHD) fluid flow. The proof that

¹ Autor do korespondencji/corresponding author: Rafał Gałek, Rzeszow University of Technology, 8 Powstańców Warszawy Ave., 35-959 Rzeszów, tel.: (17) 7432382, e-mail: rafalgałek@prz.edu.pl

Nomenclature

A	coefficient of space charge density boundary condition ($\text{CV}^{-1}\text{m}^{-2}$)
D	ion diffusivity coefficient (m^2s^{-1})
E	electric field vector (Vm^{-1})
E	electric field strength (magnitude) (Vm^{-1})
E₀	critical electric field strength (Vm^{-1})
F	body force vector (Nm^{-3})
J	current density vector (Am^{-2})
r	electrode radius (m)
U	velocity vector (ms^{-1})

Greek symbols

δ	correction coefficient in Peek's formula
ϵ_0	dielectric permittivity of free space (Fm^{-1})
ϵ_r	relative permittivity of medium
μ	ion mobility ($\text{m}^2\text{V}^{-1}\text{s}^{-1}$)
ρ_q	space charge density (Cm^{-3})
ϕ	electric potential (V)

Abbreviations

BC	Boundary Condition
BEM	Boundary Element Method
CPU	Central Processing Unit
EFA	Electrostatic Fluid Accelerator
EHD	Electrohydrodynamics
FDM	Finite Difference Method
FEM	Finite Element Method
GPU	Graphics Processing Unit
IC	Initial Condition
JFNK	Jacobian-Free Newton-Krylov
GNU LGPL	GNU Lesser General Public License
LU	Lower Upper (decomposition)
MOC	Method of Characteristics
PJFNK	Preconditioned Jacobian-Free Newton-Krylov

Electrostatic Fluid Accelerator can successfully replace regular rotary fan is presented in [1] where two EHD blowers were fitted into the functional laptop computer. Although the temperatures of CPU and GPU with EHD cooling was found to be approximately 10°C higher than those observed with stock rotary fans, it was indicated that internal design of computer was optimized for regular fan and not for an EHD blower.

The assessment of performance of the Electrostatic Fluid Accelerator usually needs an experimental investigation but it is often beneficial to precede such research with numerical modeling. A number of papers addressed that issue in recent years mainly adopting one of the two approaches. The first is an application of custom numerical codes written specifically for corona discharge phenomenon while the second relies on commercial Finite Element Method (FEM) simulation software.

Among custom codes the Finite Difference Method (FDM) is often preferred due to its simplicity. The solution of corona discharge problem based on FDM is presented in [2]. Since equations are tightly coupled, authors proposed an iterative algorithm implemented in MATLAB to calculate electric potential, current density, fluid pressure and velocity. The Finite Difference Method was also used in [3], however authors reported problems with numerical stability due to high gradients of electric field which required special approach involving ion balance performed on grid cells. In [4] an iterative FDM solution was divided into two stages. The first was performed to find a boundary condition for ion number density on the corona wire while the second one sought the final solution. Problems involving multiple corona electrodes usually require full 3D solution which also can be obtained by Finite Difference Method as demonstrated in [5].

The main drawback of FDM is its inability to account for sharp geometry of corona electrode. In fact a common approximation in this method is to treat a wire or electrode tip as a nodal point which is obviously far from reality. To overcome this problem some more sophisticated algorithms have been developed. In [6] a hybrid approach involving Boundary Element Method (BEM), Finite Element Method and the Method of Characteristics (MOC) is presented. This allows each type of equation to be solved with most effective method: Laplace approximation is solved with BEM, Poisson equation with FEM and charge transport with MOC. The paper also addresses the issue of space charge density boundary condition on the surface of corona electrode which is dependent on the value of electric field strength. In [7] this boundary condition is investigated even further by comparison between direct ionisation criterion and two approximate formulations. Similar FEM-MOC hybrid method is demonstrated in [8], where structured mesh used for MOC is constructed on the basis of electric field lines and equipotential lines and has to be redefined in each iteration. The solution obtained with hybrid method was also used to calculate body force and velocity in [9]. Comparison of simulation results with hot-wire anemometer measurements showed a good agreement except for points close to the axis.

Among commercial FEM software COMSOL Multiphysics seems to be the most popular choice in the field of corona discharge problems. It provides the means to solve Poisson equation with ready-made Electrostatics module while charge transport may be implemented with Coefficient Form PDE or General Form PDE module. The software also has simple interface for coupling the solu-

tion with Laminar Flow module to calculate velocity field. In [10] and [11] COMSOL Multiphysics was used to solve corona discharge problem in wire-to-grid and blade-to-plane geometries respectively. It is important to note that charge transport equation was solved with convection component resulting from fluid movement so the model was fully coupled with Navier-Stokes equations. Combined iterative scheme involving COMSOL Multiphysics and MATLAB was used in [12] where MATLAB algorithm was used to find space charge density boundary condition on the surface of corona electrode. In [13] analysis performed with COMSOL Multiphysics aided development of flow rate sensor using corona discharge phenomenon. Examples of 3D analysis of EHD problem are scarce but not absent. In [14] such problem was solved with COMSOL Multiphysics in pin-to-plane configuration, but unfortunately the details of handling sharp electrode geometry were not clarified. Corona discharge problem with uncommon configuration of electrodes was solved with COMSOL Multiphysics in [15]. In addition to positive and neutral electrodes also a negative electrode was introduced to further accelerate ion produced in ionisation zone.

In present paper a solution of corona discharge problem in 2D blade-to-plane geometry is presented. A system of two coupled partial differential equations is solved resulting in electric potential ϕ and space charge density ρ_q distributions. Finally, the body force acting on the fluid is calculated. The issue of non-uniform space charge density on the surface of the corona electrode is also addressed. The problem is solved with MOOSE (Multiphysics Object-Oriented Simulation Environment) Framework by Idaho National Laboratory available in public domain on GNU LGPL license.

2. Problem statement

2.1. Governing equations

Distribution of electric potential ϕ is described by Poisson equation known from electrostatics [16]:

$$\Delta\phi = -\frac{\rho_q}{\varepsilon_0\varepsilon_r} \quad (1)$$

where Δ is Laplace operator, ε_0 is dielectric permittivity of free space and ε_r is relative permittivity of the medium. Electric field vector may be calculated as:

$$\mathbf{E} = -\nabla\phi \quad (2)$$

The second governing equation imposes current continuity:

$$\nabla \cdot \mathbf{J} = 0 \quad (3)$$

where \mathbf{J} is current density. In corona discharge problem it may be expressed as a sum of three components – the term responsible for charge carriers drift in electric field, the convection term and the diffusion term [17]:

$$\mathbf{J} = \mu \mathbf{E} \rho_q + \mathbf{U} \rho_q - D \nabla \rho_q \quad (4)$$

where μ is ion mobility in an electric field, \mathbf{U} is medium velocity vector and D is diffusivity coefficient of ions. As can be seen from (4) calculation of current density requires knowledge about fluid velocity so the coupling to Navier-Stokes equations is necessary. Nevertheless, vast majority of solution methods developed up to date neglects this coupling on the basis of the fact that ion velocity due to convection is about an order of magnitude smaller than the velocity resulting from a drift in electric field. This assumption simplifies (4) to the form:

$$\mathbf{J} = \mu \mathbf{E} \rho_q - D \nabla \rho_q \quad (5)$$

Corona discharge problem, therefore, comes down to solution of equations (1) and (3) with current density given by (5) and appropriate boundary conditions. Relative permittivity of the medium ϵ_r , ion mobility μ and diffusivity coefficient of ions D are parameters of the model. Finally, the body force may be calculated as:

$$\mathbf{F} = \rho_q \mathbf{E} = -\rho_q \nabla \phi \quad (6)$$

2.2. Geometry and boundary conditions

The geometry of the problem under consideration consists of a sharp blade acting as corona electrode and flat plate as a neutral cathode. Electric potential and space charge density distributions at a distance sufficiently far from lateral edges of the blade may be, therefore, approximated by solution in 2D Cartesian coordinates. The blade is 0.6 mm thick with wedge-shaped contraction towards the edge and 1.65 mm radius of fillet between flat and wedge sections. The very edge of the blade is modelled as a section of a cylinder with a radius of 50 μm . The distance from the tip of corona electrode to flat cathode is 5 mm. The axis of the blade is also the axis of symmetry for the whole geometry which means that only half of the domain needs to be modelled. Computational domain is shown in Fig. 1.

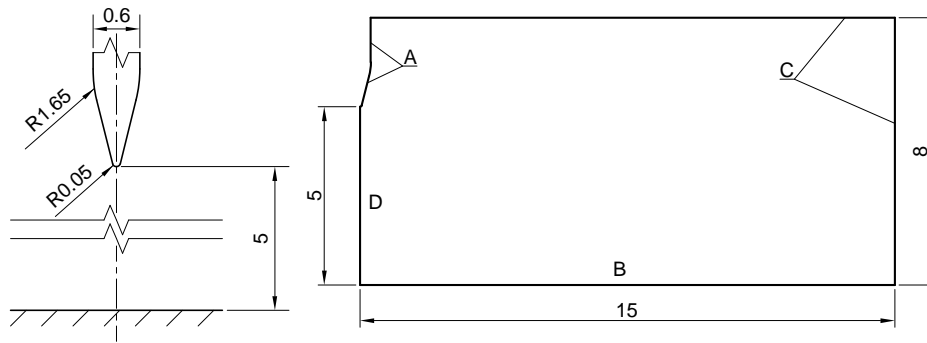


Fig. 1. Geometry of the problem. A – corona electrode, B – cathode, C – free boundaries, D – axis of symmetry. Dimensions given in mm

The system of equations (1) and (3) needs boundary conditions (BC) for both electric potential and space charge density. On the surface of the electrodes it is straightforward to prescribe Dirichlet type boundary conditions for electric potential. In the problem under consideration potential on the corona electrode was set to 12000 V while the cathode was grounded. Zero total flux was denoted as BC for potential at remaining part of the boundary (i.e. axis of symmetry and free boundaries). For space charge density zero total flux is assigned on the axis of symmetry and zero diffusive flux on the cathode and free boundaries as suggested for example in [11]. The boundary condition for space charge density on the surface of the corona electrode should act as a charge injection law but there is no generally accepted method to account for this effect. Some authors use an iterative procedure of finding a value of ρ_q on the corona electrode such that the value of electric current calculated with numerical model equals the value measured experimentally. In the absence of experimental data this approach is however unfeasible. Alternative method is based on Kaptzov's assumption which states that with increasing voltage a corona discharge occurs at a point with certain value of electric field but once a discharge is established local \mathbf{E} value remains constant despite of changing voltage. The magnitude of this critical electric field strength E_0 is often obtained from Peek's formula whose two variants have been derived for highly symmetrical spherical and cylindrical geometries. It is therefore, strictly valid only if electric field is uniform over the surface of corona electrode [6, 18]. In simple configurations where this condition is observed it is possible to iteratively search for uniform value of space charge density on the surface of corona electrode such that resulting value of electric field strength meets the critical value E_0 calculated from Peek's formula. However, in general case prescribing uniform value of ρ_q over entire surface of corona electrode must be seen as approximation.

To overcome this problem an alternative form of space charge density boundary condition was proposed in [8]:

$$\rho_{q0} = \begin{cases} A(E - E_0) & \text{for } E \geq E_0 \\ 0 & \text{for } E < E_0 \end{cases} \quad (7)$$

where ρ_{q0} is local value of space charge density on the surface of corona electrode, E is local value of electric field strength, E_0 is critical value of electric field strength and A is an arbitrary coefficient. Such formulation imposes non-uniform space charge density distribution on the surface of corona electrode in case of non-uniform electric field and ensures that injection of charge takes place only at points where the discharge occurs (i.e. $E > E_0$). Although such BC presents significant improvement over the uniform ρ_q formulation, it introduces some new problems. First of them is the fact that equation (7) assumes the coupling between Dirichlet-type BC for space charge density and the solution of potential field which may potentially pose some difficulties for numerical algorithm. The second is the lack of clarity in the matter of proper choice of the value of the coefficient A . In [8] authors suggest that this value should be large which is not clear but justified in their case since they solve the non-dimensional form of governing equations.

In present work a slight modification to BC defined by (7) is proposed. To avoid coupling with Poisson potential solution the local value of E is replaced by the value obtained from precomputed Laplace solution. Such solution calculated simply by setting a right hand side of equation (1) to 0 is fast, robust and may be reached within few seconds. It is important to note that such approach cannot be considered strictly – it is clearly another approximation. Since charge injection generally causes a decrease in the value of local electric field, the Laplace solution gives an estimation of maximum possible area of corona discharge but it is still closer to real physics of the problem than uniform ρ_q approach where corona area must be set arbitrarily.

The issue of the A coefficient from equation (7) is addressed iteratively in present work. Instead of setting its value arbitrarily, the simulation is performed several times with different values of A until the average electric field strength over coronating points on the electrode surface meets the value of E_0 . The critical value E_0 of electric field for the purposes of iteration scheme as well as for the equation (7) is calculated from Peek's formula for cylindrical geometry [6]:

$$E_0 = 3.1 \cdot 10^6 \delta \left(1 + \frac{0.308}{\sqrt{\delta r}} \right) \quad (8)$$

where E_0 is given in V/m, δ equals 1 for 25°C and 101325 Pa and r is electrode radius given in cm.

It is important to note that in general a corona discharge problem needs an appropriate treatment of two distinct zones of the domain. In immediate vicinity

of the corona electrode an ionisation zone occurs. The charge carriers are produced there, but the dimension of the zone is negligible compared to the domain size. It is therefore usually neglected in EHD simulations where an injection law accounts for charge production instead. The remaining area is called drift zone due to charge transport phenomena taking place in its volume. Most studies are focused on solving governing equations (1) and (3) in the drift zone only and such approach was adopted in present work.

The complete set of boundary conditions resulting from the above considerations is summarized in Table 1. with boundary names according to Fig. 1.

Table 1. Boundary conditions

Boundary	Potential BC	Space charge density BC
A	Dirichlet	charge injection
B	Dirichlet	zero diffusive flux
C	zero total flux	zero diffusive flux
D	zero total flux	zero total flux

3. Solution

The system of equations (1) and (3) was solved with MOOSE (Multiphysics Object-Oriented Simulation Environment) Framework by Idaho National Laboratory available in public domain on GNU LGPL license [19]. It is an environment developed to efficiently solve coupled systems of nonlinear partial differential equations by means of Jacobian-Free Newton-Krylov (JFNK) methods. MOOSE being fairly high-level software relies heavily on more basic library libMesh developed at University of Texas [20].

MOOSE requires the system of PDEs to be given in a weak form (aka variational statement) which comes down to multiplying equations by test function, integrating them over the domain and applying a divergence theorem. Such treatment results in equations containing both domain and boundary integrals. The former is responsible for physical phenomena taking place in the bulk of the domain and give the basis to formulate MOOSE Kernels while the latter account for boundary conditions. From the user's point of view the main effort is to identify Kernels and BCs required for particular system of equations and assign them to each variable. The software offers an extensive library of Kernels suitable for a wide range of commonly encountered physical mechanisms such as diffusion or convection, although some non-typical cases may require a custom Kernel to be written by user. The same applies to boundary conditions.

Besides Kernels and BCs MOOSE offers many other interfaces called Systems to enable precise control of solution process and to acquire all required data from final solution. As examples one can point an ICs System responsible for initial conditions, a TimeSteppers System controlling the advance through

time in transient solves or Auxiliary Kernels System used for explicit calculations.

To enable FEM solution the domain was discretized with 165376 elements of 6-node triangular type resulting in 331829 nodes in whole domain. The equations (1) and (3) were reformulated into weak form and required Kernels were identified. It was possible to use ready-made Kernels for diffusion and source terms in Poisson equation as well as diffusion term in charge transport equation but the Kernel for charge drift term had to be additionally implemented. Regarding boundary conditions there was a need to implement charge injection BC on the basis of considerations presented in section 2 as well as zero diffusive flux BC. Electric field \mathbf{E} and body force \mathbf{F} given by equations (2) and (6) respectively were defined as auxiliary variables due to their explicit dependence on ϕ and ρ_q and were being calculated directly during solution process. It was assumed that fluid under consideration is air with relative dielectric permittivity $\epsilon_r = 1$, ion mobility $\mu = 2.1 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2 \text{V}^{-1} \text{s}^{-1}$ and diffusivity coefficient of ions $D = 2.66 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2 \text{s}^{-1}$ [11].

The solution procedure began with calculation of Laplacian distribution of electric potential from equation (1) with right hand side set to 0. Subsequently the Laplacian distribution of electric field was obtained and used together with the value of critical electric field E_0 calculated from Peek's equation to formulate a charge injection boundary condition. The main solution was then started with a guessed value of A coefficient in charge injection BC. The transient solver of Preconditioned Jacobian-Free Newton-Krylov (PJFNK) type was used with Lower-Upper (LU) preconditioner. Adding a time derivative and using a transient solver ensured a smooth start of the solution procedure and allowed gradual evolution towards steady-state with good convergence in each timestep. Steady-state detection implemented by default in MOOSE was used to stop simulation when relative difference in solution variables in subsequent timesteps became smaller than chosen threshold. After reaching the steady-state the average value of electric field over coronating points on the electrode surface was checked and compared with Peek's value. A custom postprocessor was required to calculate the average electric field only from points where Laplacian field has the value greater than E_0 . If the average and critical value of electric field were different, the A coefficient in space charge BC was corrected and the simulation was performed again. Otherwise the solution procedure could be stopped since all assumptions about charge injection specified in section 2 have been satisfied.

4. Results and discussion

The solution of the problem formulated in previous sections are two-dimensional distributions of electric potential ϕ , electric field \mathbf{E} , space charge density ρ_q and body force \mathbf{F} presented in Figures 2-6.

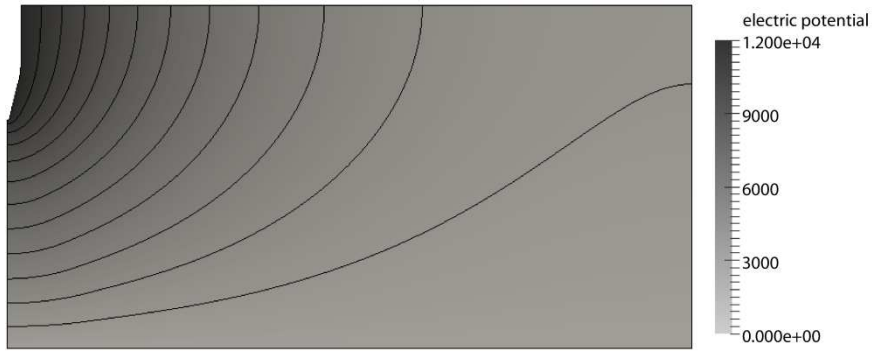


Fig. 2. Distribution of electric potential in V

The distribution of electric potential is very similar to solution obtained for pure electrostatic problem (i.e. Laplacian solution) which suggests that the very existence of space charge does not affect the potential field significantly. This observation generally remains in compliance with an assumption referred to as the Deutsch approximation [21]. The value of electric potential decreases from corona electrode to cathode and outer boundaries in a manner quite typical for a diffusion mechanism. The shape of the potential isolines however indicates that the potential BC on free boundaries may need some further consideration. There is no apparent physical reason for the lowest isoline to have significantly different shape from other lines. In present work it is clearly caused by zero total flux boundary condition on the right edge of the domain, but the shape of the lowest isoline indicates that some kind of absorption boundary condition would be more appropriate here, as suggested in [11].

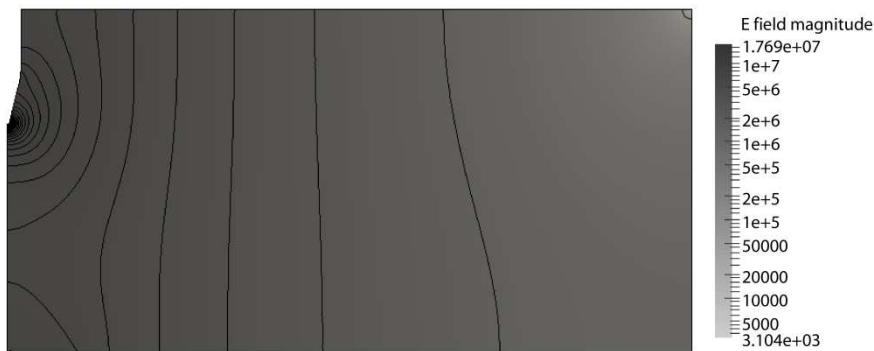


Fig. 3. Distribution of electric field magnitude in V/m

As might be expected the electric field magnitude has the highest value near the corona electrode tip due to high gradient of electric potential in that re-

gion. Although it decreases rapidly towards cathode, an interelectrode gap is still the region of relatively high values of electric field which is required to effectively accelerate charge carriers.



Fig. 4. Distribution of space charge density in C/m³

The space charge density distribution illustrates the fact that the whole problem is founded on charge injection phenomenon. The ion cloud originates at the very tip of the corona electrode and spans towards cathode due to diffusion and charge drift mechanisms. It is important to note that the boundary of the ion cloud is clearly visible and the space charge density in the rest of the domain is practically 0. Such distribution suggests that body force may be expected only in the narrow region near the axis where space charge density values are fairly high.

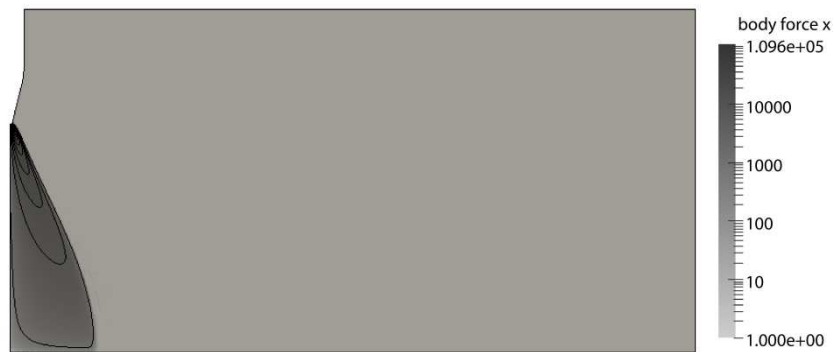


Fig. 5. Distribution of body force x component in N/m³ (x axis pointing right)

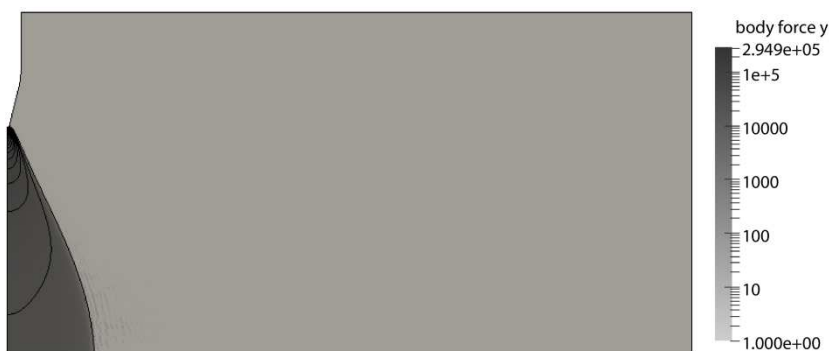


Fig. 6. Distribution of body force y component in N/m^3 (y axis pointing downwards)

Body force x and y components shown in Fig. 5. and Fig. 6. respectively have different distributions but both are concentrated in the region restricted by ion cloud. Values of x component are generally smaller and decrease faster towards cathode than values of y component. A distinct domination of y component is further confirmed by the fact that its distribution differs insignificantly from the distribution of the body force magnitude. It may be predicted that such distribution of body force will result in jet-like flow of the medium towards cathode which would be useful in spot cooling applications where intense heat removal is needed at relatively small area.

5. Conclusion and future work

The results of numerical modelling of the body force induced by corona discharge have been presented. The problem has been defined by the system of partial differential equations and solved with a set of appropriate boundary conditions by means of MOOSE Framework. A particular stress has been placed upon the proper formulation of charge injection boundary condition. Obtained results allow to analyze potential, electric field, space charge density and body force distributions related with corona discharge phenomenon.

Future work should use the solution from current study in Navier-Stokes equations to investigate the flow field induced by the body force. It will allow an assessment of potential real-world applications of corona discharge device with given geometry and parameters for spot cooling or similar purposes related with jet flow of the medium.

References

- [1] Jewell-Larsen N.E., Ran H., Zhang Y., Schwiebert M.K., Honer K.A., Mamishev A.V.: Electrohydrodynamic (EHD) cooled laptop, 2009 25th Annual IEEE

- Semiconductor Thermal Measurement and Management Symposium, 261–266, San Jose, March 2009.
- [2] Kamboh S.A., Labadin J., Rigit A.R.H.: Computational modeling and simulation of EHD ion-drag pumping using finite difference method, 2013 1st International Conference on Artificial Intelligence, Modelling and Simulation, 207–211, Kota Kinabalu, December 2013.
 - [3] Gallandat N., Rhet Mayor J.: Novel heat sink design utilizing ionic wind for efficient passive thermal management of grid-scale power routers, *Journal of Thermal Science and Engineering Applications*, 7 (2015) 31004-1–31004-8.
 - [4] Komeili B., Chang J., Harvel G.D., Ching C.Y., Brocilo D.: Flow characteristics of wire-rod type electrohydrodynamic gas pump under negative corona operations, *Journal of Electrostatics*, 66 (2008) 342–353.
 - [5] Zhang J., Lai F.C.: Effect of emitting electrode number on the performance of EHD gas pump in a rectangular channel, *Journal of Electrostatics*, 69 (2011) 486–493.
 - [6] Adamiak K., Atten P.: Simulation of corona discharge in point–plane configuration, *Journal of Electrostatics*, 61 (2004) 85–98.
 - [7] Adamiak K., Atrazhev V., Atten P.: Corona discharge in the hyperbolic point-plane configuration: Direct ionization criterion versus approximate formulations, *IEEE Transactions on Dielectrics and Electrical Insulation*, 12 (2005) 1025–1033.
 - [8] Khaddour B., Atten P., Coulomb J.-L.: Electrical field modified by injected space charge in blade-plate configuration, *IEEE Transactions on Magnetics*, 42 (2006) 651–654.
 - [9] Zhao L., Adamiak K.: EHD flow in air produced by electric corona discharge in pin–plate configuration, *Journal of Electrostatics*, 63 (2005) 337–350.
 - [10] Jewell-Larsen N.E., Karpov S.V., Krichtafovitch I.A., Jayanty V., Hsu C.-P., Mamishev A.V.: Modeling of corona-induced electrohydrodynamic flow with COMSOL multiphysics, *Proc. ESA Annual Meeting on Electrostatics*, Paper E1, 1–13, Minneapolis, June 2008.
 - [11] Jewell-Larsen N.E., Zhang P.Q., Hsu C.-P., Krichtafovitch I.A., Mamishev A.V.: Coupled-physics modeling of electrostatic fluid accelerators for forced convection cooling, 9th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, 1–10, San Francisco, June 2006.
 - [12] Ahmedou O., Havet M.: Effect of process parameters on the EHD airflow, *Journal of Electrostatics*, 67 (2009) 222–227.
 - [13] Quast M., Lalic N.R.: Measuring and calculation of positive corona currents using COMSOL Multiphysics®, *Proceedings of the COMSOL Conference*, 1–7, Milan 2009.
 - [14] Zhang J., Zhao C., Li H., Tao W.: 3D numerical simulation of heat transfer of a heated plate under the electric field generated by a needle electrode, *Mathematical Problems in Engineering*, 2014, 1–10.
 - [15] Martins A.A.: Simulation of a wire-cylinder-plate positive corona discharge in nitrogen gas at atmospheric pressure, *Physics of Plasmas*, 19 (2012) 1–11.
 - [16] Jackson J.D.: *Classical Electrodynamics*, 3rd ed., Wiley, New York 1999.

- [17] Castellanos A.: Electrohydrodynamics, Springer-Verlag Wien GmbH, New York 1998.
- [18] Tirumala R., Go D.B.: Comparative study of corona discharge simulation techniques for electrode configurations inducing non-uniform electric fields, *Journal of Electrostatics*, 72 (2014) 99–106.
- [19] Gaston D., Newman C., Hansen G., Lebrun-Grandié D.: MOOSE: A parallel computational framework for coupled systems of nonlinear equations, *Nuclear Engineering and Design*, 239 (2009) 1768–1778.
- [20] Kirk B.S., Peterson J.W., Stogner R.H., Carey G.F.: libMesh: a C++ library for parallel adaptive mesh refinement/coarsening simulations, *Engineering with Computers*, 22 (2006) 237–254.
- [21] Bouziane A., Hidaka K., Taplamacioglu M.C., Waters R.T.: Assessment of corona models based on the Deutsch approximation, *Journal of Physics D: Applied Physics*, 27 (1994) 320–329.

MODELOWANIE NUMERYCZNE SIŁY MASOWEJ GENEROWANEJ PRZEZ WYŁADOWANIE KORONOWE

Streszczenie

Artykuł prezentuje podstawy teoretyczne oraz wyniki modelowania numerycznego zjawiska wyładowania koronowego w celu wyznaczenia wartości siły masowej wymuszającej przepływ medium, w którym to wyładowanie zachodzi. Rozwiązany jest układ dwóch równań różniczkowych cząstkowych, gdzie niewiadomymi są wartości potencjału elektrycznego ϕ oraz gęstości przestrzennej ładunku ρ_q . Pierwsze z równań ma postać równania Poissona z laplasjanem operującym na wartości potencjału oraz członem źródła zależnym od gęstości przestrzennej ładunku i przenikalności elektrycznej ośrodka. Drugie z równań to równanie ciągłości prądu, gdzie jako składniki gęstości prądu elektrycznego uwzględniono człon odpowiedzialny za dyfuzję nośników ładunku oraz człon opisujący ich dryf w polu elektrycznym. Szczególną uwagę zwrócono na warunek brzegowy przestrzennej gęstości ładunku ze względu na jego pośredni charakter. Geometria problemu zakłada, że wyładowanie koronowe zachodzi na anodzie w kształcie ostrza, podczas gdy katodę stanowi uziemiona płaska płyta. Taka geometria pozwala na uproszczenie analizy do przypadku rozpatrywanego w dwuwymiarowych współrzędnych kartezjańskich przy założeniu, że płaszczyzna przekroju znajduje się odpowiednio daleko od bocznych krawędzi ostrza. Do rozwiązania układu równań wykorzystano środowisko MOOSE (Multiphysics Object-Oriented Simulation Environment) Framework udostępnione w domenie publicznej na licencji GNU LGPL przez Idaho National Laboratory. Przedstawione wyniki obejmują dwuwymiarowe rozkłady wartości potencjału i pola elektrycznego, gęstości przestrzennej ładunku oraz siły masowej w medium otaczającym elektrody.

Słowa kluczowe: wiatr jonowy, elektrostatyczny akcelerator płynu, przepływ elektrohydrodynamiczny, metoda elementów skończonych, układ równań różniczkowych

DOI: 10.7862/rm.2017.14

Otrzymano/received: 31.03.2017

Zaakceptowano/accepted: 14.05.2017

Paweł GIL¹

MORPHOLOGY OF SYNTHETIC JET

Synthetic jet devices consist of an oscillating driver, a cavity, and a small opening such as a circular, square or rectangular orifice. When the driver is oscillating, it produces a series of vortex rings at the orifice. The device generates the zero net mass flux (ZNMF) because the identical fluid mass and the mass flow are sucked and flowed out across the orifice. Although there is no net mass transfer to its surroundings, the ZNMF device has the interesting property of causing a finite amount of momentum transfer to its surroundings. The experimental result of synthetic jet flow visualization is presented in this paper. Synthetic jet visualization is carried out using smoke visualization with light sheet. Five qualitatively different flow field regimes were identified, depending upon the Reynolds and Stokes number. Vortex ring generation and propagation are also presented and analyzed in this paper.

Keywords: synthetic jet, vortex ring, morphology, vortex generation, coherent structure

1. Introduction

A zero net mass flux (ZNMF) device consists of an oscillating driver attached in some manner to a cavity that contains an orifice. This driver may be, for example a speaker, piezoelectric diaphragm or a mechanical piston. The driver has the effect of periodically increasing and decreasing the volume of the cavity. This motion can cause fluid to be alternately expelled and ingested through the orifice.

Figure 1 illustrates a typical ZNMF device being operated to produce a synthetic jet. If the driver amplitude ② is high enough, as fluid is expelled through the orifice ③, the boundary layer separates from the wall and, at edge of the orifice, rolls up to produce a vortex ring ⑤. A vortex ring propagates away from the orifice under its own self-induced velocity. During the subsequent suction stroke, the fluid is drawn into the cavity from the surrounding ④, but the vortex ring ⑤ moves sufficiently far from the orifice ③ so as to be relatively unaffected. A new vortex rings are then ejected and the cycle continues, producing a train of vortex rings.

¹ Autor do korespondencji/corresponding author: Paweł Gil, Politechnika Rzeszowska, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa, Zakład Termodynamiki, al. Powstańców Warszawy 8, 35-959 Rzeszów, e-mail: gilpawel@prz.edu.pl

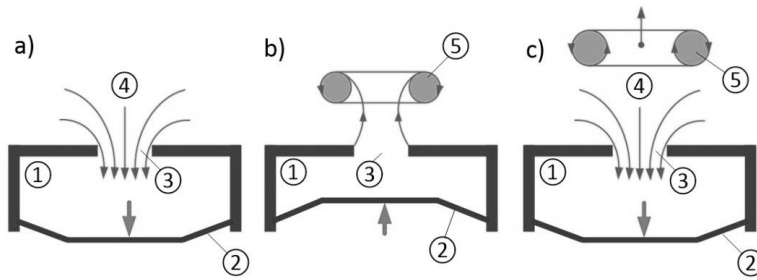


Fig. 1. The formation and evolution of synthetic jet: a) suction stroke, b) producing a vortex ring during ejection stroke c) suction stroke, vortex ring propagates away from the orifice. ① - cavity, ② - diaphragm, ③ - orifice, ④ - fluid, 5 - vortex ring

Although acoustic driven flows has been investigated since the 1950s by Ingard and Labate [11], the first synthetic jet generator was most likely a laboratory air-jet generator designed and used by Dauphinee [2]. Since the end of the last century, the synthetic jet has been the subject of both experimental and numerical investigations, usually under the name SJ (“synthetic jet”) [12, 13, 15] or ZNMF (“zero net mass flux”) [1, 17]. Synthetic jet considered to be a relatively new technology has a great potential in many practical applications, especially for the purpose of flow manipulation [8, 14] as well as heat transfer enhancement [5, 7]. It has been well established that the two most critical parameters required to characterize a synthetic jet flow are the Reynolds number, and the dimensionless stroke length or inverse Strouhal number [6, 10].

Shuster et al. [18] undertook a comprehensive investigation of a free synthetic jet flow field utilizing PIV. A lot of data were presented detailing the evolution of the jet, however, with dimensionless stroke lengths between $1 \leq L \leq 3$ and various Reynolds numbers. A number of other authors including Glezer [9], Didden [3] and Gharib et al. [4] have presented data on the formation and evolution of vortex rings which are concerned exclusively with individual rings rather than an established flow. McGuinn et al. [16] identifies the various flow regimes as a function of dimensionless stroke length in the range of $3 \leq L \leq 32$ and single Reynolds numbers $Re = 1500$.

The aim of this study is to identify a synthetic jet flow regime as a function of Reynolds number and for single Stokes number for a wide range of dimensionless number $0 \leq Re \leq 3340$ and $0 \leq L \leq 6.9$. Also the aim of this work is to determine the formation criterion for a synthetic jet and the identification of the region in terms of best heat dissipation.

2. Experimental setup

The synthetic jet actuator designed for the purpose of the present study is shown in Fig. 2. It consists of an actuator (loudspeaker STX W.18.200.8.FGX) of 0.15 m diameter as the vibrating element fitted to a plexiglas plate having

a centered bore of 0.15 m. The loudspeaker nominal impedance is 8Ω and nominal resonance frequency is 37 Hz. The sheets are fastened using four bolts. The depth of the cavity H can be adjusted by adding (or removing) plexiglas plates with 0.15 m bore in between. Experiments are carried out for single orifice diameters $d = 0.024$ m, for single orifice lengths $t = 0.005$ m, and for single cavity depths $H = 0.06$ m. Working fluid is air. The coordinate system is presented in Fig. 2. Note that x is axial and r is radial coordinate. All connections between sheets and the loudspeaker have been sealed with silicone paste for the purpose of the leakages elimination.

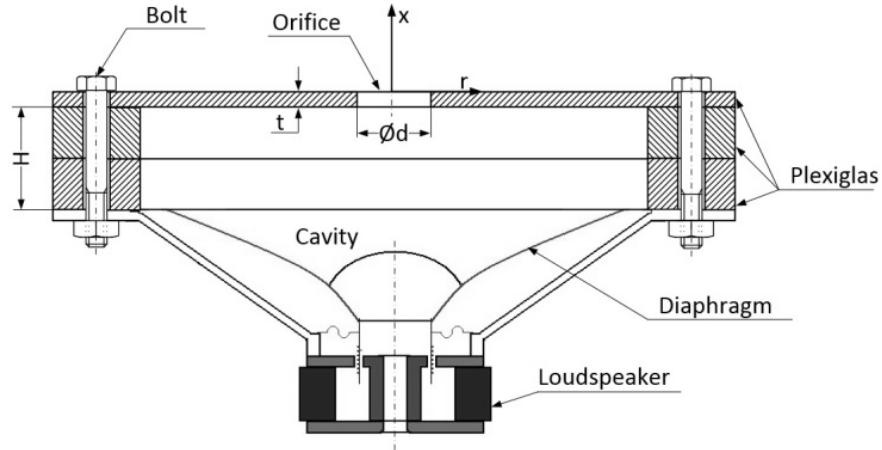


Fig. 2. Schematic of synthetic jet actuator

A digital sinusoidal signal generated from LabVIEW application is converted to analog signal with 16-bit 48 kHz Realtek ALC889 DAC (Digital to Analog Converter). The LM3886 Texas Instruments amplifier is used to amplify an analog signal from DAC and to excite the actuator.

Multifunction board (Keithley KPCI-3116A) is used for the purpose of continuous monitoring of the actuator input. The measurement of current in conjunction with voltage gives electrical power supplied to the loudspeaker. The output voltage from the actuator is maintained constant for a particular set of experiments. The sampling frequencies of current and voltage measurements are 32 times the actuator excitation frequency.

A constant temperature of hot-wire anemometer (HPA 98 The Strata Mechanics Research Institute) with tungsten–platinum coated single wire probe of sensing element length 0.001 m is used for the velocity measurements. During the calibration conducted in the low-speed wind tunnel of Rzeszow University of Technology [19], the reference velocity was measured with a Pitot tube connected to the pre-calibrated FirstSensor HCLA differential pressure transducer. Measurement points are fitted with a 6th order polynomial curve with a maximum error of 2%. The hot-wire probe is mounted on a two-dimensional manipu-

lator, which allows positioning the probe with an accuracy of $1 \cdot 10^{-5}$ m. The measurements are taken at orifice radial coordinate ranging from $r = 0$ to $d/2$ and 0.001 m away from the orifice plate in the axial direction x (Fig. 3). Although we are aware that the measurements should ideally be taken at $x = 0$ m, such a procedure turned out to be infeasible due to the hazard of the destruction of hot-wire probe. The constant temperature of hot-wire anemometer was connected to the multifunction board (Keithley KPCI-3116A). The sampling frequency was at least 32 times the excitation frequency for all velocity measurements, so for actuator frequency 2Hz sampling frequency was 64 samples per second. Synthetic jet flow visualization setup utilizes synthetic jet actuator with glycerin vapor generator inside and light sheet (Fig. 4).

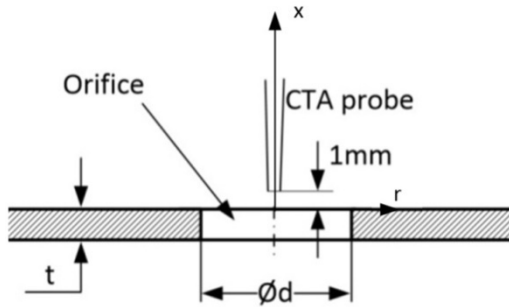


Fig. 3. Hot wire (CTA) position with respect to synthetic jet generator orifice exit

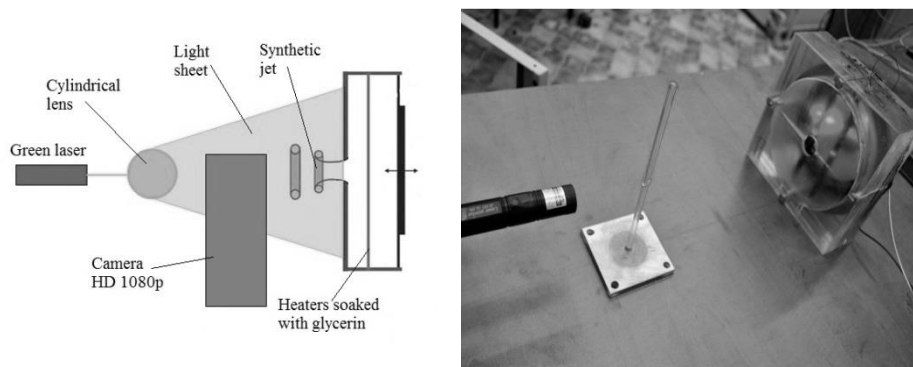


Fig. 4. Synthetic jet flow visualization setup: schematic (left), photo (right)

Glycerin vapor generator consists of two heaters installed in the cavity of synthetic jet actuator connected to DC power supply. The heaters are soaked with glycerin. The electrical current raises the temperature of the heater causing the evaporation of glycerin. In order to improve visualization of synthetic jet flow, it was decided to highlight glycerin vapor with light sheet. Green laser

with a wavelength of 532 nm and 10 mW, and a cylindrical lens having a diameter of 0.006 m were used to produce light sheet. The angle of propagation of the light sheet was about 70°. Image was captured with a digital camera with a resolution of 1920x1080 HD and 24 frames per second.

3. Dimensionless number

The synthetic jet Reynolds number is calculated using the procedure given by Holman et al. [10] based on spatial and time-averaged exit velocity during the ejection stroke:

$$Re = \frac{U \cdot d}{\nu} \quad (1)$$

where: U – characteristic velocity defined as:

$$U = \frac{2}{T} \cdot \frac{1}{A} \int_A \int_0^{\tau/2} (u) d\tau dA \quad (2)$$

where: T – period, A – orifice area, u – instantaneous velocity, τ – time, d – orifice diameter, ν – kinematic viscosity.

The synthetic jet Stokes number:

$$Stk = \sqrt{\frac{2\pi f d^2}{\nu}} \quad (3)$$

where: f – oscillation frequency.

The inverse Strouhal number:

$$\frac{1}{Sh} = \frac{U}{2\pi f d} = \frac{Ud/\nu}{2\pi f d^2/\nu} = \frac{Re}{Stk^2} \quad (4)$$

Dimensionless stroke lengths:

$$L = \pi \frac{Re}{Stk^2} = \frac{\pi}{Sh} \quad (5)$$

Physically a stroke length is a distance that a fluid particle travels near the surface of the orifice during a cycle. Current measurements were performed for the following parameter listed in table 1. Synthetic jet flow visualization covers the range up to $x/d = 6$.

Table 1. Range of tested parameters

d [m]	t [m]	H [m]	x/d [-]	f [Hz]	Re [-]	Stk [-]	L [-]
0.024	0.005	0.06	0÷6	2	0	22	0.00
0.024	0.005	0.06	0÷6	2	280	22	0.58
0.024	0.005	0.06	0÷6	2	364	22	0.75
0.024	0.005	0.06	0÷6	2	418	22	0.86
0.024	0.005	0.06	0÷6	2	449	22	0.93
0.024	0.005	0.06	0÷6	2	620	22	1.28
0.024	0.005	0.06	0÷6	2	1600	22	3.30
0.024	0.005	0.06	0÷6	2	2234	22	4.62
0.024	0.005	0.06	0÷6	2	3340	22	6.90

4. Results

Synthetic jet flow visualization shows the process of generating vortex ring (Fig. 5). If the loudspeaker diaphragm amplitude is high enough, as fluid is expelled through the orifice, the boundary layer separates from the wall (Fig. 5b, c) and, at edge of the orifice, rolls up to produce a vortex ring (Fig. 5d, e). A vortex ring propagates away from the orifice under its own self-induced velocity (Fig. 5e, f). Five regions of jet synthetic jet flow regimes based on the synthetic jet flow visualization at a constant Stokes number and a variable Reynolds number were identified schematically presented in Fig. 6 and table 2.

First regime (Fig. 6a) - no synthetic jet. Fluid is drawn into and expelled from the cavity under low amplitude of diaphragm oscillation. This condition prevents rolling of fluid into coherent vortex. The synthetic jet does not occur.

Second regime (Fig. 6b) - the transition region. The vortex rolls up entirely close to the edge of the orifice. Momentum transferred to the vortex is too small, the vortex cannot propagate under the self-induced velocity. However, in the suction stroke vortex is sucked into cavity. This regime is characterized by the continuous production and destroying of vortex ring.

Third regime (Fig. 6c) - weak synthetic jet. The vortex rolls up at a certain distance from the edge of the nozzle $x/d = 0.5$ to 1.5 . The vortex is pushed out from the orifice but the vortex has too small momentum to propagate under self-induced velocity. This causes the effect of spinning vortex in situ. Synthetic jet reaches distances up to $x/d \approx 3$.

Fourth region (Fig. 6d) - coherent vortex ring has a momentum large enough to propagate under the self-induced velocity. Vortex quickly escapes from the orifice vicinity.

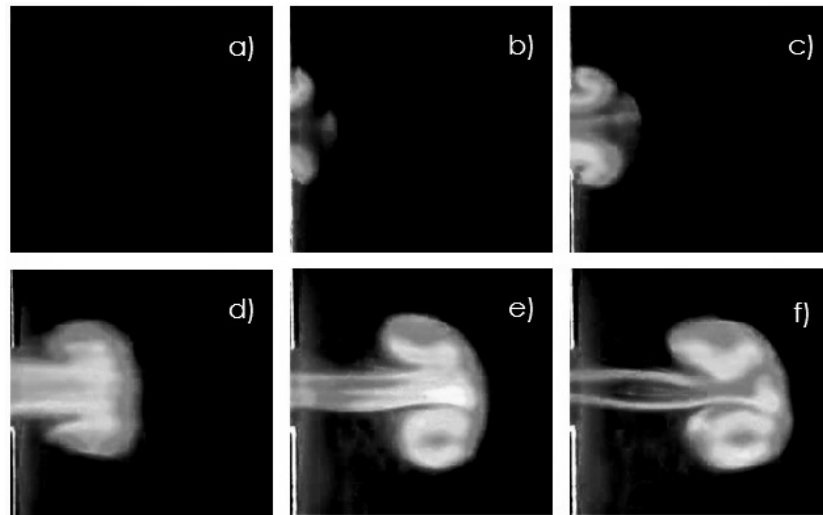


Fig. 5. Synthetic jet flow visualization – generating of vortex ring: a) ejection stroke begins, b) fluid is expelled through the orifice, the fluid separates from the edge of the orifice, c) rolling fluid into vortex ring, d) the ejected fluid from the cavity pushes vortex ring out of the orifice, e) vortex ring is formed, f) propagation of vortex ring

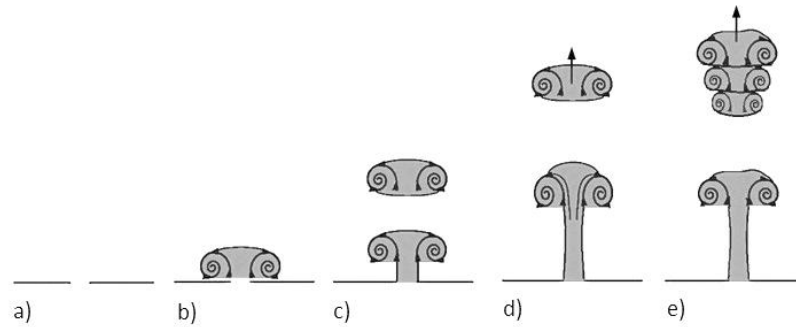


Fig. 6. Morphology of synthetic jet

Table 2. Morphology of synthetic jet

Name (Fig. 6)	L	Description
Regime a)	< 0.82	No jet
Regime b)	$0.82 \div 2.36$	The transition region, suction of the vortex ring to the cavity
Regime c)	$2.36 \div 3.14$	Weak synthetic jet, coherent vortex ring revolves in situ
Regime d)	$3.14 \div 4.71$	Synthetic jet, vortex ring propagates away from the orifice under its own self-induced velocity
Regime e)	> 4.71	Strongly turbulent synthetic jet

Fifth regime (Fig. 6e) - vortex ring is rapidly discharged together with the air from the orifice. The rush of air from the orifice is large enough to cause instability of the initial vortex ring which is not able to store all the energy in its vortices. Primary vortex breaks into few secondary vortices. It created a highly turbulent synthetic jet.

5. Summary

Synthetic jet flow visualization revealed the process of generation of vortex ring and motion of this coherent structure in the near field. Synthetic jet flows are mainly characterized by the Reynolds number and Stokes number. Five synthetic jet flow morphology regimes are identified and based on threshold values of dimensionless stroke lengths L . Formation criterion for synthetic jet was assumed to be $L = 0.82$ (between regimes a) and b) presented in Fig. 6) which is in a good agreement with literature [10, 20]. The morphology of synthetic jet is important in choosing appropriate flow regime for the heat transfer enhancement. The best regime in terms of heat dissipation appears to be regime d) and e) because of highly turbulent flow and long-range interaction. The synthetic jet flow visualization will be conducted for different Stokes number to investigate influence on synthetic jet flow and morphology.

References

- [1] Cater J.E., Soria J.: The evolution of round zero-net-mass-flux jets, *J. Fluid Mech.* 472 (2002), 167-200.
- [2] Dauphinee T.M.: Acoustic air pump, *Rev. Sci. Instrum.* 28 (6) (1957), 456.
- [3] Didden N.: On the formation of vortex rings: rolling-up and production of circulation, *ZAMP*, 30 (1979) 101-116.
- [4] Gharib M., Rambod E., Shariff K.: A universal time scale for vortex ring formation, *J. Fluid Mech.*, 360 (1998), 121-140.
- [5] Gil P., Smusz R., Strzelczyk P.: Badania eksperymentalne wymiany ciepła przy wykorzystaniu strugi syntetycznej. *Termodynamika i wymiana ciepła w badaniach procesów cieplno-przepływowych*. OW PRz, Rzeszów 2014, ss. 187-198.
- [6] Gil P., Strzelczyk P.: Performance and efficiency of loudspeaker driven synthetic jet actuator, *Exp. Therm. Fluid Sci.*, 76 (2016), 163-174.
- [7] Gil P., Strzelczyk P.: Porównanie właściwości chłodzących strugi syntetycznej i strugi swobodnej, *ZN PRz Mechanika* 87 (2015), 105-117.
- [8] Gil P.: Przejście strugi syntetycznej w strugę turbulentną, *ZN PRz Mechanika*, 88 (2016), 37-46.
- [9] Glezer A.: The formation of vortex rings, *Phys. Fluids*, 31 (1988), 3532-3542.
- [10] Holman R., Utturkar Y., Mittal R., Smith B.L., Cattafesta L.: Formation criterion for synthetic jets, *AIAA J.*, 43 (2005), 2110-2117.
- [11] Ingard U., Labate S.: Acoustic circulation effects and the nonlinear impedance of orifices, *J. Acoust. Soc. Am.* 22 (1950), 211-218.

- [12] Jain M., Puranik B., Agrawal A.: A numerical investigation of effects of cavity and orifice parameters on the characteristics of a synthetic jet flow, *Sens. Actuators, A* 165 (2011) 351-366.
- [13] James R.D., Jacobs J.W., Glezer A.: A round turbulent jet produced by an oscillating diaphragm, *Phys. Fluids*, 8 (1996), 2484-2495.
- [14] Li Y., Bai H., Gao N.: Drag of a D-shaped bluff body under small amplitude harmonic actuation, *Theor. Appl. Mech. Letters*, 5 (2015) 35-38.
- [15] Mallinson S.G., Reizes J.A., Hong G.: An experimental and numerical study of synthetic jet flow, *Aeronaut. J.*, 105 (2001) 41-49.
- [16] McGuinn A., Farrelly R., Persoons T., Murray D. B.: Flow regime characterization of an impinging axisymmetric synthetic jet, *Exp. Therm. Fluid Sci.*, 47 (2013), 241-251.
- [17] Pack L.G., Seifert A.: Periodic excitation for jet vectoring and enhanced spreading, *J. Aircraft*, 38 (2001) 486-495.
- [18] Shuster J.M., Smith D.R.: Experimental study of the formation and scaling of a round synthetic jet, *Phys. Fluids*, 19 (2007) 045109.
- [19] Strzelczyk P.: Tunel aerodynamiczny do badania śmigieł, *J. Aeronautica Integra*, 1 (2006) 69-72.
- [20] Travnicek Z., Broucková Z., Kordík J.: Formation criterion for axisymmetric synthetic jets at high Stokes numbers. *AIAA J.*, 50 (2012) 2012-2017.

MORFOLOGIA STRUGI SYNTETYCZNEJ

Streszczenie

Generator strugi syntetycznej składa się z elementu drgającego, komory oraz okrągłej, prostokątnej lub kwadratowej dyszy. Podczas oscylacji generatora wytwarzana jest seria wirów pierścieniowych na krawędzi dyszy. Urządzenie to generuje zerowy strumień masowy w przekroju dyszy, ponieważ identyczna masa płynu jest zasysana i wyrzucana przez dyszę. Pomimo tego, że strumień masowy wynosi zero to generator strugi syntetycznej powoduje niezerową zmianę pędu płynu, który to w pewnej odległości od dyszy wywołuje przepływ (strugę syntetyczną). W artykule zaprezentowano wynik badań eksperymentalnych wizualizacji przepływu strugi syntetycznej. Wizualizacja strugi syntetycznej została przeprowadzona przy wykorzystaniu dymu oraz płaszczyzny świetlnej. Zidentyfikowano pięć jakościowo różnych regionów strugi syntetycznej w zależności od liczb Reynoldsa oraz Stokesa. W artykule zaprezentowano i przeanalizowano również mechanizm tworzenia i rozprzestrzeniania się wirów pierścieniowych.

Słowa kluczowe: struga syntetyczna, wir pierścieniowy, morfologia, powstawanie wiru, struktura koherentna

DOI: 10.7862/rm.2017.15

Otrzymano/received: 22.03.2017

Zaakceptowano/accepted: 14.05.2017

Krzysztof GŁYDA¹
Andrzej SZELMANOWSKI²

BADANIE WŁAŚCIWOŚCI LOTNICZEGO SYSTEMU PRZECIWOŻAROWEGO SSP-FK W ASPEKCIE FAŁSZYWEGO ZADZIAŁANIA

W artykule przedstawiono wybrane wyniki prac realizowanych w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych w zakresie badań systemu przeciwpożarowego SSP-FK (jako jednego z głównych systemów pokładowych) stosowanego na wielu typach wojskowych statków powietrznych eksploatowanych w Siłach Zbrojnych RP. Dla określania warunków fałszywego sygnalizowania pożaru opracowano modele symulacyjne działania bloków wykonawczych systemu SSP-FK. Badania modeli symulacyjnych wykonano w pakietach obliczeniowych Matlab-Simulink i Circuit-Maker. Wyniki tych prac zostały wykorzystane do diagnostyki wybranych modułów systemu SSP-FK w trakcie badania rzeczywistych przypadków fałszywego zadziałania tych urządzeń.

Słowa kluczowe: lotnicze instalacje gaśnicze, metody badań i zabezpieczeń

1. Wprowadzenie

Jednym z podstawowych systemów pokładowych zarówno cywilnych jak i wojskowych statków powietrznych jest system przeciwpożarowy, występujący w postaci prostej instalacji gaśniczej (uruchamianej przez pilota) lub złożonego układu automatycznego wykrywania i gaszenia pożaru [5].

Jednym z takich systemów jest system SSP-FK, eksploatowany na wielu typach wojskowych statków powietrznych m.in. na śmigłowcach z rodziny W-3/3W/3WA/3PL i Mi-8/14/17/24 oraz samolotach An-28 i Tu-154M. Nie-sprawności systemu przeciwpożarowego SSP-FK, w szczególności przypadki jego fałszywego zadziałania (włącznie z uruchomieniem zaworów i butli gaśniczych) wskazują, że wymaga on dodatkowych badań diagnostycznych [5, 7, 8]. Wykonane w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych analizy statystyczne przypadków fałszywego (samoczynnego) zadziałania lotniczego systemu przeciwpożarowego SSP-FK wykazały, że wśród przyczyn wywołujących takie za-

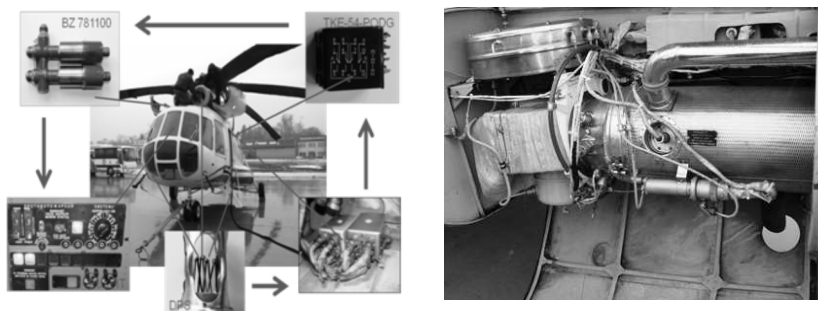
¹ Autor do korespondencji/corresponding author: Krzysztof Głyda, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, 01-494 Warszawa, ul. Księcia Bolesława 6, 261-851-133, krzysztof.glyda@itwl.pl

² Andrzej Szelmanowski, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, 01-494 Warszawa, ul. Księcia Bolesława 6, 261-851-603, andrzej.szelmanowski@itwl.pl

chowanie jako główne wymieniane są niesprawności bloku wykonawczego, obwodów elektrycznych i nadajników pożaru [4]. Brak jest jednak bezpośredniego powiązania pomiędzy objawami w postaci fałszywego zadziałania systemu przeciwpożarowego, a zidentyfikowanymi niesprawnościami elementów składowych tego systemu. Fakt ten może wskazywać na zakłócenia w sieci elektroenergetycznej jako prawdopodobne przyczyny wywołania stanów dynamicznych bloku wykonawczego, powodujących obserwowane efekty [3, 6].

Należy zaznaczyć, że rozwiązanie problemów z fałszywą sygnalizacją pożaru systemu SSP-FK jest zagadnieniem ważnym dla bezpiecznej eksploatacji samolotów i śmigłowców wojskowych, gdyż jest on jednocześnie systemem prewencyjnym (ostrzegającym załogę o możliwości wystąpienia pożaru) oraz ratowniczym (mającym ugasić pożar w każdej fazie wykonywanego lotu).

Dla przykładu, w skład systemu przeciwpożarowego SSP-FK zabudowanego na śmigłowcu Mi-8 (rys. 1.) wchodzi 12 grup nadajników DPS umieszczonych w 4 kontrolowanych przedziałach (m.in. pieca grzewczego KO-50) oraz 2 elektroniczne bloki wykonawcze SSP-FK-BI. Głównym elementem sterującym pracą systemu przeciwpożarowego jest blok wykonawczy SSP-FK-BI, zawierający 6 płytek elektronicznych zwanych płytkami wzmacniaczy [1].



Rys. 1. Widok elementów systemu SSP-FK (po lewej) oraz pieca grzewczego KO-50 (po prawej)

Fig. 1. View of components of SSP-FK system (left) and heating device KO-50 (right)

Na podstawie analizy działania systemu przeciwpożarowego SSP-FK oraz badań wykonanych na pokładzie śmigłowca Mi-8 jako możliwą przyczynę jego fałszywego zadziałania przyjęto zjawisko generacji sygnału pożaru w obwodzie wyjściowym płytki wzmacniaczy (wchodzącej w skład bloku wykonawczego SSP-FK-BI) na skutek oddziaływania impulsów zakłócających w jej obwodach zasilania, przy jednoczesnym występowaniu napięcia podprogowego z nadajników DPS, generowanego podczas zmian temperatury powietrza otoczenia [9].

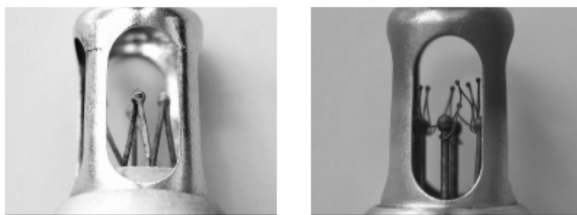
2. Komputerowe modelowanie właściwości i badanie warunków fałszywego zadziałania systemu przeciwpożarowego SSP-FK

Liczne przypadki nieprawidłowej pracy systemu przeciwpożarowego SSP-FK (m.in. zdarzenie analizowane w ramach Komisji Badania Wypadków Lotniczych powołanej dla ustalenia przyczyn uruchomienia butli gaśniczej samolotu An-28), wymusiły opracowanie komputerowych metod analizy właściwości i badania warunków fałszywego zadziałania jego wybranych elementów.

W Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych opracowano modele numeryczne obwodów elektrycznych płytek wzmacniaczy bloków wykonawczych SSP-FK-BI i BI-2A, przy wykorzystaniu pakietu obliczeniowego Circuit-Maker. Badania rozpoczęto od modelowania właściwości torów sygnałowych bloku wykonawczego, a następnie wykonano określenie warunków jego samoczynnego zadziałania m.in. podczas występowania zakłóceń w zasilaniu [6, 8].

Wykonano także badania modeli numerycznych nadajników pożaru, przy wykorzystaniu pakietu Matlab-Simulink. Badania te miały na celu sprawdzenie możliwości generacji w nadajnikach DPS napięcia uruchamiającego system SSP-FK na skutek zmian temperatury otoczenia (oddziaływanie mrozu, podmuch zimnego lub gorącego powietrza). Umożliwiły one określenie wartości sygnału wyjściowego dla założonych warunków termicznych.

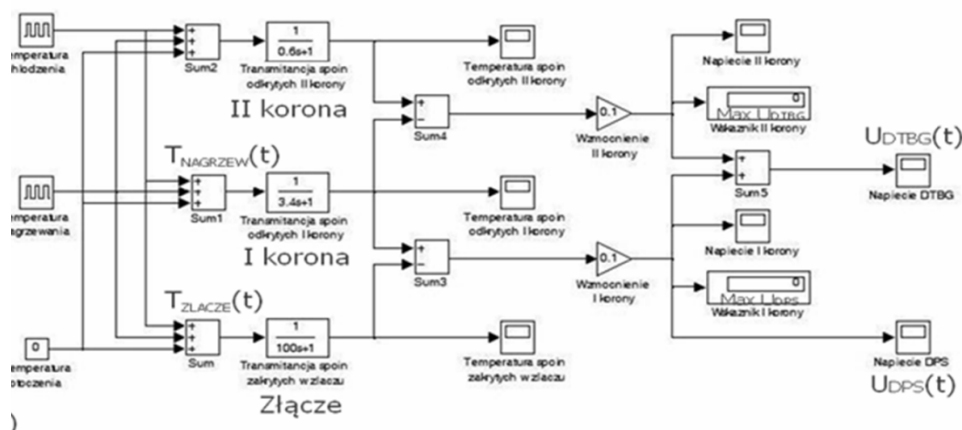
Do badania właściwości torów sygnałowych systemu SSP-FK opracowano modele numeryczne dwóch typów nadajników (rys. 2.): DPS (z pojedynczym układem spoin) stosowanych dla bloków SSP-FK-BI i bardziej czułych DTBG (z podwójnym układem spoin) stosowanych dla bloków BI-2A.



Rys. 2. Widok spoin termoelektrycznych nadajników DPS (po lewej) oraz DTBG (po prawej)

Fig. 2. View of joints of thermoelectric transmitters DPS (left) and DTBG (right)

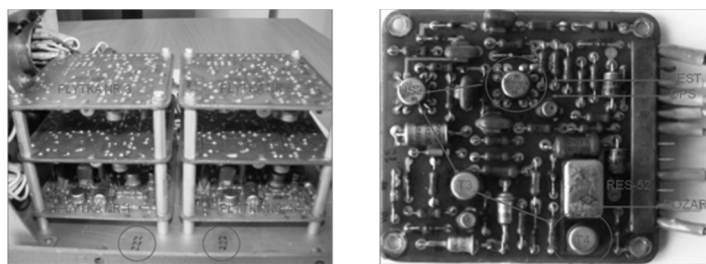
Modele numeryczne funkcjonowania nadajników DPS i DTBG opracowano z wykorzystaniem pakietu obliczeniowego Matlab-Simulink [8]. Do badania właściwości torów sygnałowych wykorzystano standardowe generatory sygnałów (rys. 3.), charakteryzujące wybrane warunki termiczne występującego w strefach dozorowanych przez nadajniki pożaru [9]. Dla określonych w procesie identyfikacji parametrów nadajników pożaru testowano różne postacie wymuszeń termicznych (m.in. narastające liniowo i skokowe zmiany temperatury).



Rys. 3. Model symulacyjny wykorzystywany do badania nadajników pożaru DPS i DTBG

Fig. 3. Simulation model used to study fire transmitters DPS and DTBG

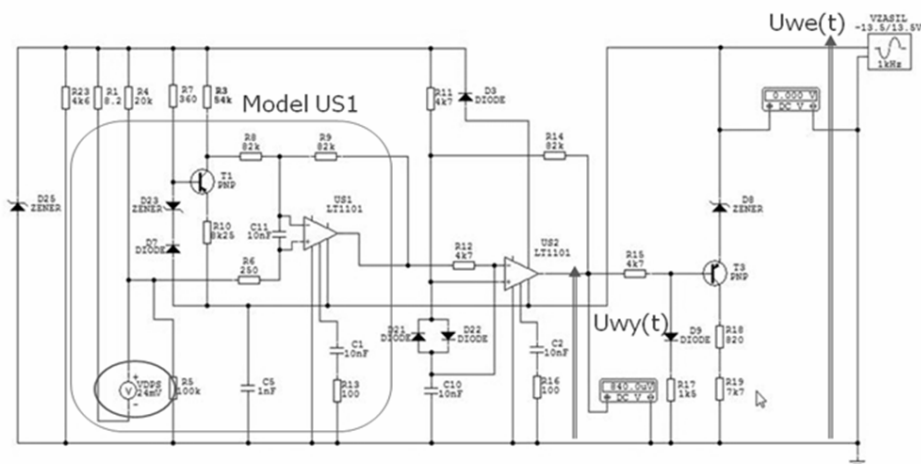
Do badania właściwości torów przetwarzania sygnałów systemu SSP-FK opracowano modele numeryczne płytki wzmacniaczy dla bloku wykonawczego SSP-FK-BI oraz BI-2A (rys. 4.). Z uwagi na podobieństwo funkcji i parametrów elementów elektronicznych płytki wzmacniaczy bloku SSP-FK-BI i bloku BI-2A, w opracowanych modelach wykorzystano te same symbole i schematy połączeń dla elementów i ścieżek obwodów elektrycznych [5].



Rys. 4. Widok wnętrza bloku wykonawczego (po lewej) oraz płytki wzmacniaczy (po prawej)

Fig. 4. View of the interior of the executing block (left) and modules of amplifiers (right)

W opracowanym modelu (rys. 5.) wykorzystano standardowe moduły pakietu Circuit-Maker oraz ustawiono parametry charakteryzujące elementy elektroniczne występujące na płytce wzmacniaczy bloków wykonawczych [5, 8]. Pozwoliło to na badanie wpływu spadku napięcia zasilania na wartości sygnału z nadajników pożaru, wymagane do zadziałania systemu SSP-FK w symulowanych warunkach skokowego wzrostu temperatury (np. podczas włączenia wentylatora pieca grzewczego KO-50).



Rys. 5. Model symulacyjny wykorzystywany do badania bloku wykonawczego SSP-FK-BI

Fig. 5. Simulation model used to study the SSP-FK-BI executing block

Na podstawie badań symulacyjnych modeli torów sygnałowych (w nadajnikach pożaru) i torów przetwarzania (w bloku wykonawczym) stwierdzono, że pojawienie się spadku napięcia zasilania (np. przy włączeniu rozrusznika GS-18 lub wentylatora pieca grzewczego KO-50 na śmigłowcu Mi-8) podczas występowania napięcia w obwodzie nadajników pożaru DPS lub DTBG o wartości progowej (spowodowanego zmianą temperatury powietrza w przedziale pieca KO-50) może być przyczyną fałszywego zadziałania systemu SSP-FK.

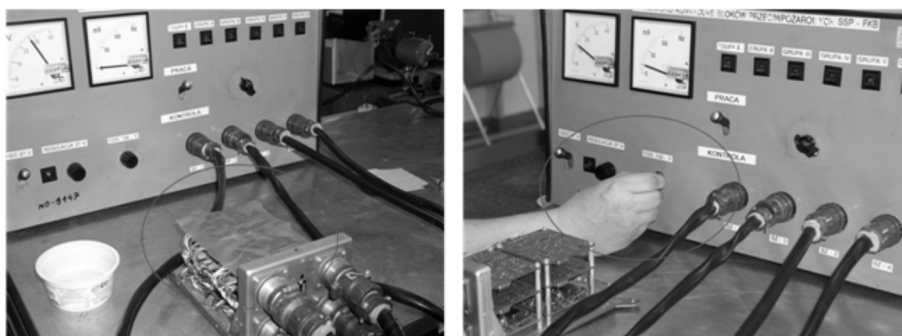
Stwierdzono również, że dla warunków normalnej pracy pieca grzewczego KO-50 skokowe ochłodzenie nadajników pożaru (np. od podmuchu zimnego wiatru) nie powoduje wzrostu generowanej w nich siły termoelektrycznej do wartości progowej i bez wystąpienia zakłóceń w zasilaniu bloku wykonawczego nie może być przyczyną samoczynnego zadziałania systemu SSP-FK [8].

3. Weryfikacja właściwości torów sygnałowych i warunków fałszywego zadziałania systemu przeciwpożarowego SSP-FK

W celu weryfikacji wyników otrzymanych w badaniach symulacyjnych opracowanych modeli numerycznych bloku wykonawczego SSP-FK-BI, wykonano pomiary wartości napięć uruchomienia i podtrzymania uruchomienia zadziałania badanego bloku wykonawczego dla wybranych wartości sygnału otrzymywanego z grupy nadajników pożaru DPS, przy jednoczesnym wytwarzaniu spadku napięcia zasilania bloku wykonawczego [2, 6, 9].

Badania przeprowadzono dla bloku „suchego” oraz „mokrego”, poddanego oddziaływaniu wilgoci (rys. 6.). Stwierdzono, że pod wpływem wilgoci zmianie mogą ulec wartości parametrów torów pomiarowych tworzonych przez elemen-

ty elektroniczne występujące na płycie wzmacniaczy bloku wykonawczego (m.in. wartości parametrów kondensatorów, tranzystorów i układów scalonych).



Rys. 6. Widok urządzenia do wprowadzania wilgoci (po lewej) oraz określania progów zadziałania (po prawej)

Fig. 6. View of the device oriented for introduction of moisture (left) and determining the levels of activation (right)

Określenie właściwości dynamicznych bloku wykonawczego SSP-FK-BI w zakresie jego zadziałania podczas jednoczesnego wystąpienia spadku napięcia zasilania i sygnału z nadajników pożaru o wartości podprogowej (nie wywołującej zadziałania bloku przy znamionowym napięciu zasilania) było możliwe na stanowisku badawczym (rys. 6.) wykorzystywanym w Wojskowych Zakładach Lotniczych WZL-1 S.A. w Łodzi. Precyzyjne ustalenie parametrów takiego zachowania bloku wykonawczego wymagało zbudowania w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych specjalizowanego generatora sygnałów o amplitudzie rzędu miliwoltów oraz czasie trwania rzędu milisekund [6, 9].

Przykładowe wartości napięcia dla sygnału uruchamiającego z nadajnika pożaru DPS przy spadku napięcia zasilania [8] dla bloku wykonawczego SSP-FK-BI w stanie suchym (bez oddziaływania wilgoci) podano w tabeli 1. Otrzymane wyniki wykazały, że istnienie obszaru napięcia uruchomienia, występuje już dla sygnałów z nadajników pożaru o wartości 23 mV. Wymagane napięcie zasilania bloku wykonawczego, mogące spowodować jego fałszywe zadziałanie, powinno osiągać wartości na poziomie 12 V [8]. Występowanie obszaru zadziałania związane jest z właściwościami torów pomiarowych bloku wykonawczego SSP-FK-BI i powoduje, że podczas spadku napięcia zasilania sygnał z nadajników pożaru jest wyższy niż napięcie odniesienia na komparatorze wzmacniacza operacyjnego wybranej płytki.

Przykładowe wartości napięcia dla sygnału uruchamiającego z nadajnika pożaru przy spadku napięcia zasilania [8] dla bloku wykonawczego SSP-FK-BI w stanie mokrym (po przetrzymaniu w warunkach wilgoci) podano w tabeli 2. Otrzymane wyniki wykazały nieznaczne obniżenie wartości sygnału z nadajników pożaru wymaganej do uruchomienia bloku wykonawczego.

Na podstawie otrzymanych wyników pomiarów w zakresie wartości sygnału z nadajnika pożaru wymaganego do uruchomienia bloku wykonawczego SSP-FK-BI przy spadku napięcia w jego obwodzie zasilania, zbudowano zbiorczy wykres (rys. 7.), przedstawiający obszar uruchomienia bloku oraz obszar podtrzymania jego uruchomienia [8].

Tabela 1. Wartości napięcia z nadajnika pożaru powodującego zadziałanie bloku wykonawczego w stanie suchym

Table 1. Values of the voltage of the fire transmitter causing tripping action of executing block in a dry state

Napięcie zasilania bloku	Napięcie zadziałania i odpuszczenia bloku wykonawczego płytka najbardziej czuła		Napięcie zadziałania i odpuszczenia bloku wykonawczego płytka najmniej czuła	
	[V]	[mV]	[mV]	[mV]
12	23,5	21,6	25,5	23,7
16	28,1	25,0	29,6	26,6
20	29,8	26,8	30,4	27,7
24	30,0	26,9	30,5	27,8
28	30,0	27,0	30,7	27,9
32	30,2	27,1	30,8	28,1

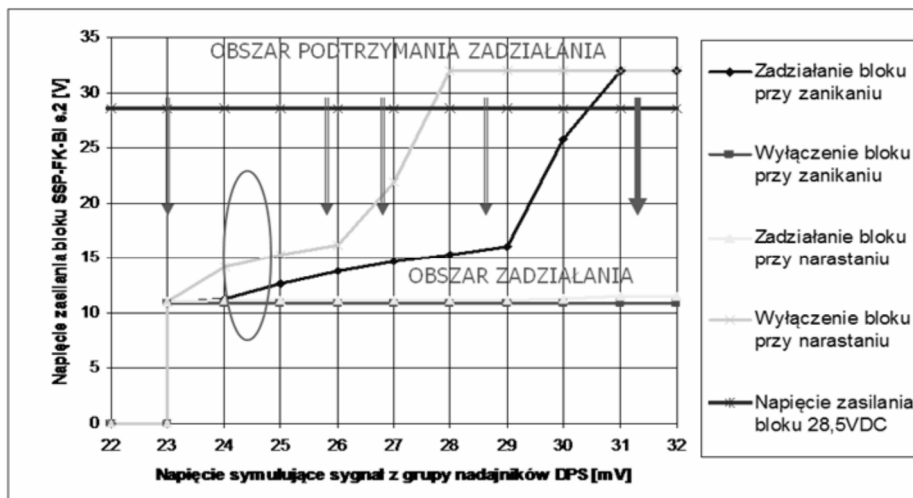
Tabela 2. Wartości napięcia z nadajnika pożaru powodującego zadziałanie bloku wykonawczego w stanie mokrym

Table 2. Values of the voltage of the fire transmitter causing tripping action of executing block in a wet state

Napięcie zasilania bloku	Napięcie zadziałania i odpuszczenia bloku wykonawczego płytka najbardziej czuła		Napięcie zadziałania i odpuszczenia bloku wykonawczego płytka najmniej czuła	
	[V]	[mV]	[mV]	[mV]
12	22,8	22,0	25,1	24,3
16	27,8	25,2	29,2	26,9
20	29,4	27,0	30,3	27,9
24	29,6	27,2	30,4	28,2
28	29,7	27,2	30,5	28,3
32	29,8	27,3	30,6	28,4

Wykres ten pokazuje, że uruchomienie bloku wykonawczego może nastąpić dla sygnałów z nadajników pożaru mniejszych niż wartości podawane przez producenta dla znamionowego napięcia zasilania (28÷32 mV). Pozwala też zrozumieć, dlaczego nie każdy spadek napięcia w zasilaniu elektrycznym wywołuje zadziałanie bloku. Dla wywołania fałszywego zadziałania bloku spadek napięcia musi posiadać wartości mieszczące się w obszarze zadziałania, a po przejściu w obszar podtrzymania zadziałania musi on trwać wystarczająco długo, aż na-

stąpi przełączenie układów samopodtrzymania zasilania bloku. Obszar podtrzymania zadziałania umożliwi uruchomienie bloku dla czasów spadku napięcia zasilania krótszych niż wymagane w obszarze zadziałania [8].



Rys. 7. Wykres obrazujący warunki fałszywego zadziałania bloku wykonawczego SSP-FK-BI

Fig. 7. Diagram showing the conditions of false activating of the SSP-FK-BI executing block

Otrzymane wyniki wykazały, że istnienie obszaru podtrzymania zadziałania bloku wykonawczego występuje jako rozszerzenie obszaru uruchomienia zadziałania i rozpoczyna się dla sygnałów z nadajników pożaru o wartości 23 mV.

Parametrem determinującym wystąpienie fałszywego zadziałania bloku wykonawczego jest też czas trwania spadku napięcia zasilania. Badania wykazały, że im mniejsze jest napięcie zasilania podczas spadku, tym wymagany jest dłuższy czas trwania spadku napięcia zasilania [8].

4. Podsumowanie

Przeprowadzone badania wykazały, że lotniczy system przeciwpożarowy SSP-FK, z uwagi na wykorzystywane w nim bloki wykonawcze zawierające wzmacniacze operacyjne, stanowi złożony obiekt dynamiczny charakteryzujący się specyficznymi właściwościami w swoim funkcjonowaniu w zależności od rodzaju zakłóceń w jego zasilaniu. Jednymi z zakłóceń, wywołującymi jego fałszywe zadziałanie są spadki napięcia zasilania, spowodowane włączaniem do sieci elektroenergetycznej odbiorników dużej mocy.

Przeprowadzone badania symulacyjne, potwierdzone badaniami weryfikacyjnymi na śmigłowcu Mi-8, wykazały, że fałszywe zadziałanie systemu prze-

ciwpożarowego SSP-FK może być wywołane włączeniem/wyłączeniem takich instalacji jak: obwodu zasilania rozrusznika GS-18, przeciwołodziennych elementów grzewczych oraz wentylatora pieca grzewczego KO-50.

Dodatkowo stwierdzono, że bloki wykonawcze SSP-FK-BI posiadają progi sygnałowe wymagane dla ich zadziałania w zależności od stopnia zawilgocenia. Progi te tworzą obszar uruchomienia bloku wykonawczego SSP-FK-BI oraz obszar podtrzymania jego uruchomienia, i są odpowiedzialne za fałszywe zadziałanie bloku podczas jednoczesnego występowania spadków napięcia zasilania w sieci elektroenergetycznej i sygnału z nadajników pożaru.

Otrzymane wyniki badań umożliwiły również sprecyzowanie wymagań na wprowadzenie dodatkowych układów stabilizacji napięcia zasilania systemu przeciwpożarowego SSP-FK, zalecanych jako jeden z możliwych sposobów zabezpieczenia przed wystąpieniem jego fałszywego zadziałania na skutek zakłóceń występujących w zasilaniu elektroenergetycznym sieci pokładowej.

Zalecana kontynuacja podjętych przez ITWL prac w zakresie próby uogólnienia otrzymanych wyników badań systemu przeciwpożarowego dla analizy jego otoczenia (m.in. doboru parametrów systemu odpowiednio do wymagań eksploatowanych lub projektowanych statków powietrznych, różnych dla śmigłowców i samolotów) wymaga zapewnienia odpowiednich sił i środków i może być dalej realizowana np. w ramach prac lub na zlecenie Komisji Badania Wypadków Lotniczych LP lub Inspektoratu Wsparcia Sił Zbrojnych RP.

Literatura

- [1] Dowództwo Wojsk Lotniczych: Śmigłowiec Mi-8, Eksploatacja i obsługa osprzętu, Wyd. MON, Poznań 1970.
- [2] Lewitowicz J.: Podstawy eksploatacji statków powietrznych, Badania eksploatacyjne statków powietrznych, Tom 4, Wyd. ITWL, Warszawa 2007.
- [3] Lindstedt P.: Praktyczna diagnostyka maszyn i jej teoretyczne podstawy, Wydawnictwo Naukowe AKSON, Warszawa 2002.
- [4] Materiały analityczne Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych: Zestawienie przypadków fałszywego zadziałania instalacji przeciwpożarowej SSP-FK w latach 2010-2014, System Informatyczny SI SAMANTA, Warszawa 2015.
- [5] Michalak S., Szelmanowski A., Skoczylas D., Gierat J.: Badanie przyczyn fałszywego zadziaływania instalacji przeciwpożarowych. Protokół z badań, Biblioteka Techniczna Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa 1993.
- [6] Norma Obronna Ministerstwa Obrony Narodowej: Wojskowe statki powietrzne, Pokładowe układy zasilania elektrycznego, Podstawowe parametry, wymagania i badania, NO-15-A200:2007.
- [7] Szelmanowski A., Borowski J., Sajda K., Gajewski T., Sekuła A.: Badania przyczyn nieprawidłowego działania bloków wzmacniaczy instalacji przeciwpożarowej SSP-FK-BI, Protokół z badań, Biblioteka Techniczna Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa 2010.

- [8] Szelmanowski A., Głyda K., Tokarski T., Gajewski T., Kalisiak M., Sekuła A.: Badania możliwości samoczynnego zadziałania instalacji przeciwpożarowej SSP-FK śmigłowca Mi-8 przy zaniku / spadku napięcia zasilania, Protokół z badań, Biblioteka Techniczna Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa 2015.
- [9] Szelmanowski A., Głyda K., Gajewski T.: Badania wybranych urządzeń instalacji przeciwpożarowej SSP-FK śmigłowca Mi-8, Badania laboratoryjne elektryczne i termiczne, Program i metodyki badań, Biblioteka Techniczna Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa 2015.

STUDY OF PROPERTIES OF THE SSP-FK AIRCRAFT FIRE SUPPRESSION SYSTEM IN TERMS OF FALSE ACTIVATION

S u m m a r y

The paper presents selected results of work in the Air Force Institute of Technology in research of fire suppression system SSP-FK (as one of main protection systems on-board) used on many types of military aircraft operated in the Polish Armed Forces. In determining the terms of the false signaling of fire, simulation models of action blocks implementing of SSP-FK suppression system have been developed. The study of simulation models have been made in Matlab-Simulink and Circuit-Maker computing packages. The results of these works have been used to diagnose selected modules of SSP-FK system during the study of actual cases of false activation of these devices.

Keywords: aircraft fire suppression installations, methods of research and protection

DOI: 10.7862/rm.2017.16

Otrzymano/received: 11.10.2016

Zaakceptowano/accepted: 2.03.2017

Małgorzata JANUS-MICHALSKA¹
Dorota JASIŃSKA²

COMPARATIVE STUDY OF BENDING STIFFNESS OF SANDWICH PLATES WITH CELLULAR CORES

This paper presents numerical simulation of a sandwich plate bending. Two types of plates are considered: with a cellular honeycomb core and with the cellular auxetic core. Finite element method (FEM) calculations are performed by means of ABAQUS system for determination of plates bending stiffness. Three methods are presented. The first one, numerically expensive, is based on detailed modelling of cellular core structure, the second applies laminated plate theory with an equivalent core stiffness, the third applies theory of composite beams. The results show limitations of applicability of abovementioned models to stiffness modelling. The influence of core lattice geometry parameters on plate stiffness is studied.

Keywords: sandwich plates, auxetic cellular material, cellular core

1. Introduction

Sandwich plates are used in many engineering applications due to improved bending stiffness and lightness. Such structures effectively resist bending and buckling load. Sandwich panel consists of two face sheets made of high density usually isotropic material, and low density core. Core material should have high shear rigidity to prevent sliding of face panels. Cellular materials are widely used for a core structure. Sandwich panels rigidity can be tailored for specific designer demands by the choice of core structural parameters. First studies on the subject were performed by Gibson and Ashby, Warren and Kraynik, Torquato, for regular hexagonal or tubular cellular core microstructures.

Assesment of elastic properties of sandwich panels with cellular core are given in works by Burton and Noor [2] or Hohe and Becker [4]. Triangular grid structures were studied by Hohe Becker [5-7]. Little attention has been paid to cores with material symmetries other than isotropic or orthotropic. The effective properties of honeycomb core material have been the subject of previous works

¹ Autor do korespondencji/corresponding author: Małgorzata Janus-Michalska, Politechnika Krakowska, Warszawska 24, tel. 12 6282346, e-mail: mjanus-michalska@pk.edu.pl

² Dorota Jasińska, Politechnika Krakowska, e-mail: djasinska@pk.edu.pl

by many authors, for example Burton [2] and Shi and Pin [13]. The determination of stiffness matrix for core equivalent medium is based on homogenization procedures. Continuum model is described in works by Burton [2], energetic homogenization by Hohe [6]. Bending gradient plate theory is applied to thick sandwich plates by Lebee and Sab [10, 11]. Cellular core material can possess auxetic properties due to special arrangement of cells geometry. Auxetics reveal special mechanical properties. For cores with small amount of cells mechanical properties can be evaluated by considering size effect.

The work presented here is focused on comparison of typical honeycomb core with auxetic core due to its expected specific properties such as negative Poisson's ratio and increased shear stiffness as described by Alderson [1] Greaves [3]. In this paper the evaluations of sandwich plate stiffness for cellular material with honeycomb and auxetic inverted honeycomb structures is carried out by three different methods and compared.

2. Methods of evaluation of bending stiffness rigidity

The first method, numerically expensive, is based on detailed modelling of both cellular core and two facings structure. The shell model for facings and solid for core is adopted. The whole structure is discretized by finite elements. Numerical calculations by means of finite element method (FEM) are performed in ABAQUS system.

The second method is analytical and applies the theory of a laminate with equivalent core stiffness. The idea of applying the laminate plate theory is not new. It was applied by Meraghni et al. [12]. Although the laminate theory is valid for thin layers it can be used for determining equivalent rigidities. The sandwich panel adopted to the theory of laminated plate is illustrated in figure 1.

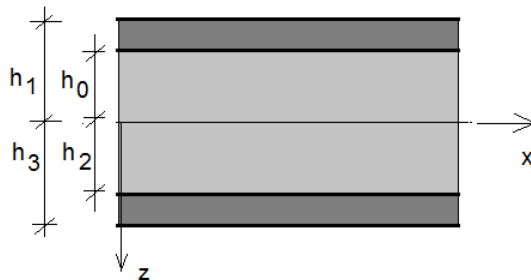


Fig. 1. Sandwich panel as a laminate structure

Generalized stress-strain relations for a laminate are written as follows [5]:

$$\begin{pmatrix} \mathbf{N} \\ \mathbf{M} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{B} & \mathbf{D} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \boldsymbol{\varepsilon} \\ \mathbf{k} \end{pmatrix} \quad (1)$$

where: \mathbf{N} , \mathbf{M} mean longitudinal force and bending moment, whereas $\boldsymbol{\varepsilon}$ and \mathbf{k} are elongation and curvature respectively.

For sandwich with symmetrical layers submatrix \mathbf{B} equals zero. Bending relation can be written as follows:

$$\mathbf{M} = \mathbf{D} \mathbf{k} \quad (2a)$$

D matrix components are given by the formula [5]:

$$D_{ij} = 3 \sum_n [Q_{ij}^n (h_n^3 - h_{n-1}^3)] \quad (2b)$$

where: Q_{ij}^n - stiffness matrix for layer number n; h_n - distance from x-axis to exterior of layer number n

For bending in xz plane the resultant moment equals:

$$M_y = \int_{-h/2}^{h/2} \sigma_x z dz \quad (2c)$$

Transverse shear Q is not incorporated into the theory. Plane stiffness matrix for core material is represented as follows:

$$\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{Q} \boldsymbol{\varepsilon} \rightarrow \begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_z \\ \tau_{xz} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{13} \\ Q_{12} & Q_{22} & Q_{23} \\ Q_{13} & Q_{23} & Q_{33} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_z \\ \gamma_{xz} \end{pmatrix} \quad (3)$$

Stiffness matrix of equivalent continuum for core material can be obtained by the use of micromechanical model of cellular materials (Janus-Michalska [8]). Effective material constants such as Young modulus and Poisson's ratio are derived on the basis of stiffness matrix.

The third method applies the theory of composite beams ([9] Kollar). The core Young modulus is denoted E_0 . The weight of facings material is given as below:

$$n_i = \frac{E_i}{E_0} \quad (4)$$

The bending stiffness of the beam is defined as follows:

$$\mathbf{D} = E_0 \mathbf{J} \quad (5)$$

where the weighted moment of inertia J with respect to bending axis is defined as below:

$$\mathbf{J} = \sum_{i=0}^1 n_i \mathbf{J}_i \quad (6)$$

3. Core cellular structure

Two types of cellular structures are taken into account: inverted honeycomb and honeycomb as shown in figure 2. The microstructures can be described by representative volume elements with geometric parameters L , H , γ . Two microstructural orientations with respect to global system of coordinates are considered: horizontal and vertical as shown in figure 3.

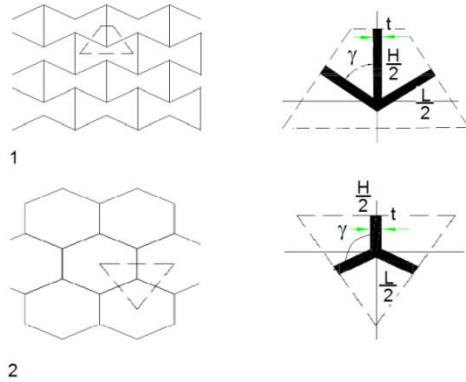


Fig. 2. Auxetic and honeycomb cellular structure with representative volume element

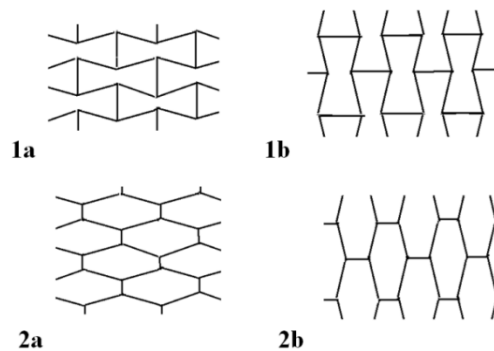


Fig. 3. Orientations of cellular microstructures:
a) horizontal, b) vertical

As a structural example sandwich plates with four types of core are considered. The adopted material of cellular skeleton is elastomer Fibro with the following material data: $E_s = 38 \text{ MPa}$, $\nu = 0.3$, $^sR_m = 36 \text{ MPa}$.

Cellular core structures with geometric parameters given in Table 1 are considered. In order to give material elastic constants and stiffness matrices of equivalent media computer calculations were carried out in the environment of

Abaqus program. The detailed method of core homogenization is described by Janus-Michalska [8]. Equivalent material constants for the core material are collected in Table 2.

Table 1. Microstructural geometric parameters

Structure	L [mm]	H [mm]	t [mm]	γ [°]
1	9.0	8.7	1.0	80
2	9.0	8.7	1.0	100

Table 2. Equivalent core material constants

Structure	Ex [MPa]	nixz	Ez [MPa]	nizx
1a	1.5	-4.86	0.042	-0.145
1b	0.045	-0.145	1.5	-4.86
2a	1.5	4.9	0.04	0.14
2b	0.045	0.145	1.5	4.86

Stiffness matrices for auxetic core structures in horizontal and vertical orientations (structures 1a and 1b in fig. 3) are given below:

$$\mathbf{Q} = \begin{pmatrix} 4.740 & -0.833 & 0 \\ -0.833 & 0.134 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0154 \end{pmatrix} \quad \mathbf{Q} = \begin{pmatrix} 0.134 & -0.833 & 0 \\ -0.833 & 4.740 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0154 \end{pmatrix}$$

For honeycomb core with horizontal and vertical orientation (structures 2a and 2b in fig.4 respectively) stiffness matrices are as follows:

$$\mathbf{Q} = \begin{pmatrix} 5.024 & 0.679 & 0 \\ 0.679 & 0.131 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0460 \end{pmatrix} \quad \mathbf{Q} = \begin{pmatrix} 0.131 & 0.679 & 0 \\ 0.679 & 5.024 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0460 \end{pmatrix}$$

Facesheets are assigned isotropic elastic properties of elastomer fibro with the resulting stiffness matrix:

$$\mathbf{Q} = \begin{pmatrix} 41.76 & 12.53 & 0 \\ 12.53 & 41.76 & 0 \\ 0 & 0 & 29.23 \end{pmatrix}$$

The tested plate dimensions shown in figure 4: $2h_0 = 44.3$ mm, $d = 3.0$ mm, $L = 1.0$ m. We consider a long rectangular sandwich plate, whose length is large compared with its width. The long edges are simply supported. The beam model of unit width $g = 1.0$ is adopted. The model is supported and loaded in a manner presented in figure 4. The plate is subjected to a uniform load $q = 1$ kN/m. Four types of considered cores are illustrated in figure 5.

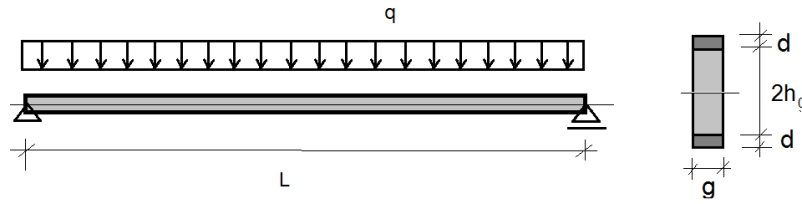


Fig. 4. Beam cross section dimensions and static scheme

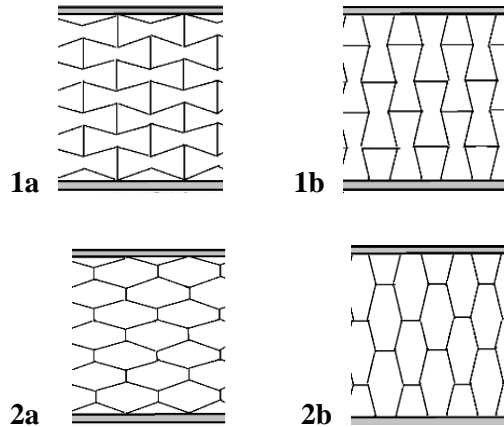


Fig. 5. Types of cores: 1a – horizontal inverted honeycomb, 1b – vertical inverted honeycomb, 2a – horizontal honeycomb, 2b – vertical honeycomb.

4. Beam deflection

The analytical solution for deflection of a point in the beam midspan is well known and given by the formula:

$$w\left(\frac{l}{2}\right) = \frac{5 ql^4}{384 D} \quad (7)$$

For sandwich plates the deflection is as given below (Kollar [9]):

$$w\left(\frac{l}{2}\right) = \frac{5 ql^4}{384D} + \frac{ql^2}{8S} \quad (8)$$

where: $S = \frac{(h_0 + h_1)^2}{2h_0} Q_{33}$

In order to solve numerically discussed sandwich panels with different cellular cores, FEM models, described in point 2.1, are prepared. Both core

structures and facesheets are discretized by planar Timoshenko beam elements: cores by ca. 5700 elements, and facesheets by ca. 1000 elements. The finite element analysis is performed by means of ABAQUS system. Numerically obtained deflections are compared with analytical solutions for laminate and composite beam theories. The results are collected in table 3.

Table 3. Comparison of beam deflections

structure	w[mm] ABAQUS	w[mm] laminate theory	w[mm] composite beam
1a	22.78	20.362	40.11
2a	21.40	20.603	40.11
1b	11.76	16.472	34.06
2b	11.98	16.469	34.06

5. Conclusions

The theory of laminates can be acceptable to model the presented plate with cellular core. The theory of composite beams seems to be inadequate for modeling such beams. Geometric parameters of a core structure have an impact on equivalent core material properties, which allows to tailor material for specified utility conditions. Auxeticity has not meaningful influence on results compared with cores of positive Poisson's ratio. The magnitude of Poisson's ratio increases the bending stiffness of considered beam. Shear rigidity does not give meaningful correction to calculated deflections by the theory of laminates for the considered structure.

Since cores presented in above examples are built with small amount of cells per height, hence equivalent properties can be estimated not properly due to size effect. We expect to improve the results presented in Table 3 by introducing the study on the size effect for equivalent continuum of core.

References

- [1] Alderson A., Alderson K.L.: Auxetic materials, Proc.Institution of Mechanical Engineers, Part G, J. Aerospace Eng., Special Issue Paper 2007, pp. 565-575.
- [2] Burton W.S., Noor A.K.: Assesment of continuum models for sandwich panel honeycomb cores, Comput. Methods Appl. Mech. Eng., 145 (1999) 341-360.
- [3] Greaves G.N., Greer A.L., Lakes R.S., Rouxel T.: Poisson's ratio and modern materials, Modern Materials, 24 October 2011, DOI: 10.1038 NMAT 3134.
- [4] Hohe J., Becker W.: A mechanical model for two-dimensional cellular sandwich cores with general geometry in sandwich construction, Comput. Materials Sci., 19 (2000) 108-115.
- [5] Hohe J., Becker W.: A refined analysis of the effective elasticity tensor for general cellular sandwich cores, Int. J. Solids Structure, 38 (2001) 3689-3717.

- [6] Hohe J., Becker W.: An energetic homogenization procedure for the elastic properties of general cellular sandwich cores, *Composites Part B*, 32 (2001) 299-312.
- [7] Hohe J.: A direct homogenization approach for determination of the stiffness matrix for microheterogeneous plates with application to sandwich panels. *Composites Part B*, 34 (2003) 615-626.
- [8] Janus-Michalska M.: Micromechanical model of auxetic cellular materials, *J. Theor. Applied Mech.*, 47 (2009) 5-22.
- [9] Kollar L.P., Springer G.S.: *Mechanics of Composite Structures*, Cambridge University Press, 2003.
- [10] Lebee A., Sab K.: Transverse shear stiffness of a chevron folded core used in sandwich construction, *Int. J. Solids Structures*, 47 (2010) 2620-2629.
- [11] Lebee A., Sab K.: Homogenization of thick plates: Application of the bending gradient plate theory to a folded core sandwich panel, *Int. J. Solids Structures*, 49 (2012) 2778-2792.
- [12] Meraghni F., Desrumaux F., Benzeggagh M.L., Mechanical behaviour of cellular core for structural sandwich panels, *Composites: Part A*, 30 (1999) 767-779.
- [13] Shi G., Pin T., T., Equivalent Transverse Shear Stiffness of Honeycomb Cores, *Int. J. Solids Structures*, 32 (1995) 1383-1392.

STUDIUM PORÓWNAWCZE SZTYWNOŚCI GIĘTNEJ PŁYTY SANDWICHOWEJ Z WYPEŁNIENIEM MATERIAŁEM KOMÓRKOWYM O STRUKTURZE HONEYCOMB ORAZ Z WYPEŁNIENIEM AUKSETYCZNYM

Streszczenie

W artykule przedstawiono numeryczne symulacje testów zginania płyt sandwichowych wypełnionych materiałami komórkowymi o strukturze plastra miodu oraz strukturze auksetycznej. Celem wyznaczenia sztywności giętej płyt wykonano obliczenia numeryczne w systemie ABAQUS metodą elementów skończonych. Prezentowane są dwie metody. Pierwsza kosztowna numerycznie polega na szczegółowym modelowaniu struktury komórkowej, druga stosuje teorię laminatów, trzecia teorię belek zespolonych. Wyniki wskazują na możliwość modelowania sztywności giętej płyty. Przeanalizowano wpływ parametrów geometrycznych, a w szczególności auksetyczności struktury.

Słowa kluczowe: płyty sandwichowe, auksetyczne materiały komórkowe

DOI: 10.7862/rm.2017.17

Przesłano do redakcji: 12.01.2017

Przyjęto do druku: 2.04.2017

Aleksander PAWLAK¹
Piotr GOMÓŁKA²
Damian KORDOS³
Zbigniew GOMÓŁKA⁴

BADANIE MÓZGU PILOTA PODCZAS LOTÓW NA SYMULATORZE

Niniejszy artykuł przedstawia technikę badań zapisu aktywności kory mózgowej podczas newralgicznych faz lotu samolotem. Przebieg badania został wykonany przy zastosowaniu zestawu do badań elektroencefalograficznych wraz z zintegrowanym, bezinwazyjnym eyetrackerem. Opracowanie pozwala zapoznać się z obecnymi metodami badań aktywności mózgu oraz ich wykorzystaniem w różnych dziedzinach nauki. Artykuł został podzielony na trzy części. W pierwszej zostaje przedstawione stanowisko pomiarowe wraz z niezbędnym sprzętem oraz oprogramowaniem użytym w badaniu. Drugą częścią jest etap praktyczny. Do eksperymentu zgłosiły się cztery osoby, które zostały przydzielone do dwóch grup badawczych ze względu na posiadane doświadczenie lotnicze: NON-PILOT i PILOT. Część kluczowa polega na odpowiednim przygotowaniu głowy badanego, nałożeniu czepka actiCAP z aktywnymi elektrodami oraz odpowiedniej kalibracji urządzenia w celu zarejestrowania wyników dwóch zadań. Zadaniem dla badanego był start do pułapu 1500ft AMSL. W części trzeciej następuje przegląd i analiza uzyskanych wyników z dwóch grup na których zostało przeprowadzone badanie za pomocą specjalnie przygotowanego oprogramowania dostarczonego przez firmę Brain Products GmbH.

Słowa kluczowe: EEG, aktywność mózgu, lotnictwo

1. Wprowadzenie

Protoplastą nieinwazyjnej metody diagnostycznej służącej do badania bioelektrycznej czynności mózgu był Hans Berger. Jako pierwsza osoba na świecie, w 1924 roku, wykonała zapis elektroencefalograficzny (EEG) u człowieka. W Polsce pierwsze zapisy EEG, przeprowadzone na zwierzętach, zostały wykonane na Uniwersytecie Jagiellońskim przez Adolfa Becka w 1890 roku [2]. Dzięki pracy rzeszy naukowców i badaczy oraz znacznemu postępowi techno-

¹ Aleksander Pawlak, Politechnika Rzeszowska, e-mail: aleksander.pawlak1@gmail.com

² Piotr Gomółka, Politechnika Rzeszowska, e-mail: piotrek.gomolka@interia.pl

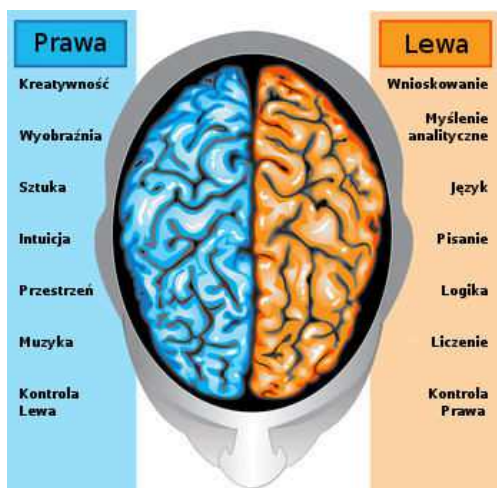
³ Autor do korespondencji/corresponding author: Damian Kordos, Politechnika Rzeszowska, al. Powstańców Warszawy 8, 35-959 Rzeszów, e-mail: d_kordos@prz.edu.pl

⁴ Zbigniew Gomółka, Uniwersytet Rzeszowski, e-mail: e-mail: zgomolka@ur.edu.pl

logicznemu możliwym stało się analizowanie aktywności kory mózgowej, nie tylko pod względem wykrywania wielu chorób układu nerwowego, ale również obserwacja zachowania podczas dowolnego działania realizowanego przez człowieka. Rejestracja aktywności mózgu podczas wykonywania określonych działań może umożliwić ocenę stopnia obciążenia osoby wraz z posiadany doświadczeniem oraz pomoże udoskonalić metody szkolenia w zakresie wymaganych umiejętności.

2. Nieinwazyjne metody diagnostyczne bioelektrycznej aktywności mózgu

Ludzki mózg wykorzystuje aż 20% dostarczonego do organizmu tlenu, a zużycie energii w porównaniu z innymi organami jest 10 razy szybsze. Zapewnia on prawidłową pracę organizmu, steruje m.in. podstawowymi funkcjami jak oddychanie, analiza pracy narządów wewnętrznych, interpretacja sygnałów słuchu, wzroku, węchu oraz w razie potrzeby koryguje wszelkie nieprawidłowości. Mózg odpowiada za wszelkie procesy poznawcze. Pozwala na zapamiętywanie, kojarzenie faktów, sporządzanie wniosków oraz rozpoznawanie poznanych wcześniej osób, rzeczy lub sytuacji [1]. Patrząc na model mózgu człowieka jesteśmy w stanie podzielić go na półkule oraz poszczególne płaty (rys. 1).

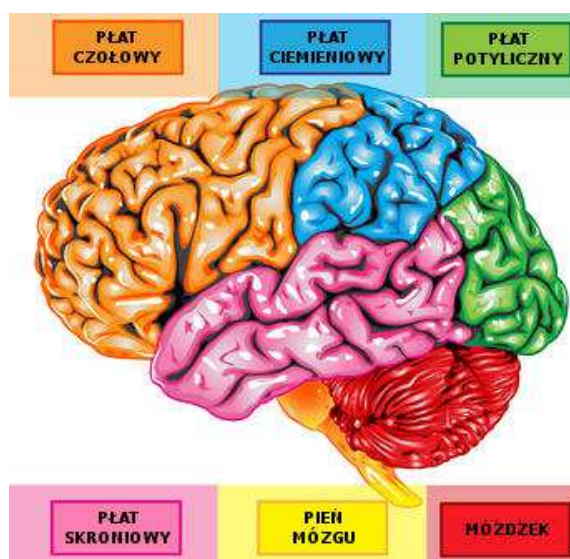


Rys. 1. Podział mózgu na półkule i ich funkcje

Fig. 1. Two cerebral hemispheres of the brain and their functions

Pomiędzy lewą, a prawą półkulą znajduje się poprzeczna szczelina wypełniona ciałem modzelowatym, czyli wiązką włókien neuronów (aksonów). Dzięki temu obie strony są w stanie wzajemnie wymieniać się danymi. Ciekawym przykładem współpracy może być gra na gitarze oraz śpiew. Prawa półkula od-

powiada za rytm oraz grę, natomiast lewa półkula dba o sens zdań oraz ich zrozumiały przekaz. W korze mózgowej, czyli zewnętrznej części półkuli mózgowych, możemy wydzielić cztery płaty odpowiedzialne za określone funkcje mózgu: płat potyliczny, ciemieniowy, potyliczny oraz skroniowy (rys. 2). Płat potyliczny znajduje się w tylnej części kory mózgowej, odpowiedzialny jest przede wszystkim za widzenie oraz kojarzenie faktów związanych z postrzeganiem. Płat ciemieniowy sąsiaduje z płatem potylicznym, współpracuje z nim podczas analizy barw, pisaniu oraz czytaniu. Odpowiedzialny jest za doznania z ciała; orientację w przestrzeni, rozpoznawanie ruchu, odczucie temperatury, dotyku, bólu. Płat skroniowy znajduje się w bocznej części kory mózgowej. Jest odpowiedzialny za odbiór wrażeń słuchowych, kategoryzację obiektów, rozumienie mowy, analizę zapachów, słuch muzyczny, zapamiętywanie. Płat czołowy jest odpowiedzialny za funkcje ruchowe, a także za aspekty psychiczne człowieka [1, 3].



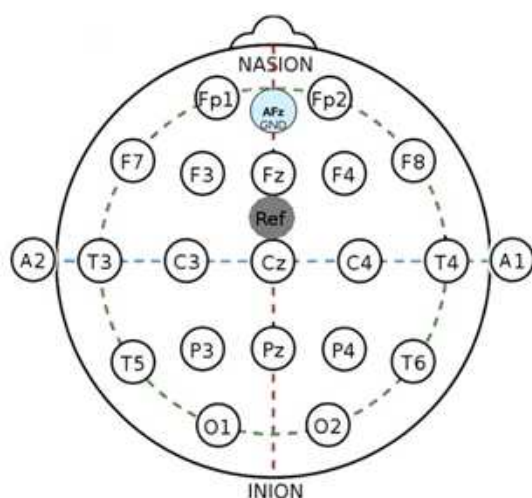
Rys. 2. Podział kory mózgowej na płaty

Fig. 2. The lobes of cerebral cortex

Techniki obrazowania można podzielić na dwa typy: strukturalne oraz czynnościowe. Do technik strukturalnych należy zaliczyć tomografię komputerową CT (computer tomography) oraz magnetyczny rezonans jądrowy NMR (nuclear magnetic resonance) lub inaczej MRI (magnetic resonance imaging). Dzięki tej technice można wizualizować strukturę mózgu. Techniki czynnościowe są to techniki obrazujące mózg w trakcie jego pracy. Możemy wyodrębnić tomografię emisyjną, do której zaliczamy SPECT (single emission tomography) i PET (positron emission tomography), elektroencefalografie EEG oraz funk-

cyjonalny rezonans magnetyczny f MRI (functional magnetic resonance imaging). Badanie EEG będzie dokładniej przeanalizowane ze względu na dalsze jego wykorzystanie w pracy.

Analiza EEG polega na określonym umieszczeniu na obszarze czaszki specjalnych elektrod, za pomocą których rejestruje się zmiany potencjałów elektrycznych na skórze. Zmiany te powstają w zależności od aktywności neuronów kory mózgowej, które po odpowiednim wzmocnieniu przedstawiają zapis elektroencefalograficzny. Cechami sygnału jest niska amplituda, która zazwyczaj nie przekracza 100 mV. Badanie EEG zostało uznane jako pierwsze z technik czynnościowych. Aktualnie możemy zauważyć prężny rozwój tej techniki, jest to powiązane z wykorzystaniem elektronicznych mikrowoltomierzy różnicowych rejestrujących sygnał z ponad stu elektrod z częstotliwością kilku tysięcy Hertzów [4, 6, 9, 10].



Rys. 3. Rozmieszczenie elektrod zgodnie z układem 10/20: F – płat czołowy, T – płat skroniowy, P – płat ciemieniowy, O – potyliczny, C – część centralna, A – uszne, AFz – uziemienie między elektrodą, a skórą głowy

Fig. 3. Arrangement of electrodes according to the 10/20 spacing: F – frontal lobe, T – temporal lobe, O – occipital lobe, C – central part, A – ears, AFz – earthing between electrode and head skin

Do rejestracji sygnału EEG stosuje się m.in. interfejsy mózg-komputer, które korzystają z sygnałów elektroencefalograficznych. Zaletami tego typu rozwiązania jest stosunkowo niski koszt potrzebnego sprzętu do wykonania badania, szybkość pomiaru oraz prosta metoda przygotowania pacjenta do analizy. Jako wadę można zaliczyć bardzo niskie potencjały, rzędu 100 μ V, które ciężko odizolować od szumu – sprawia to trudności w analizie sygnału [5]. Osoba na której zostanie przeprowadzone badanie powinna być wypoczęta i zrelaksowa-

na, powinna ograniczyć ruchy do minimum w celu zminimalizowania działania aktywności mięśni. Należy zapewnić komfortową pozycję na stanowisku oraz nieoślepiające światło. Na powierzchni głowy zostają rozmieszczone elektrody w punktach charakterystycznych czaszki (rys. 3) [7].

3. Przeprowadzenie badania

Do badań wykorzystano wielokanałowy zestaw do pomiaru EEG złożony z 32-kanałowego wzmacniacza BrainAmp DC, czepka actiCAP z zestawem 32 elektrod, akumulatora PowerPack i adaptera USB 2 Adapter. BrainAmp DC to 32-kanałowy wzmacniacz, który pozwala między innymi na pomiar impedancji z wykorzystaniem elektrody referencyjnej i uziemiającej [8]. PowerPack przenośnym akumulatorem służącym do zasilania wzmacniacza BrainAmp w celu uniknięcia zakłóceń z sieci jak i podniesienia jego mobilności. Zadaniem adaptera USB 2 jest konwersja sygnału ze złącza światłowodu z wzmacniacza BrainAmp na sygnał wysyłany do portu USB komputera. Czepek actiCAP wyposażony w zestaw 32 elektrod (rys. 4) dzięki swojej konstrukcji umożliwia szybkie przygotowania urządzenia do użytku [8].



Rys. 4. Założony i podłączony czepek actiCAP - zielone diody informują o niskiej impedancji

Fig. 4. Connected actiCAP cap – green diodes mean of low impedance

Konfiguracja sprzętu laboratoryjnego pod kątem przeprowadzonych badań składała się z kilku kroków. Pierwszym z nich było prawidłowe przygotowanie osoby badanej do testu. Osobie badanej założono czepek, zamontowano elektrody i przystąpiono do aplikacji żelu za pomocą specjalnej strzykawki. Cała procedura zajęła około 20 minut. Po aplikacji żelu konieczne było odczekanie kolejnych 10 minut w celu uzyskania niskich parametrów impedancji dla po-

szczególnych elektrod. Podgląd wartości impedancji umożliwiło oprogramowanie dołączone do czepka actiCAP.

Do badania zgłosiło się 10 osób, które zostały podzielone równo na dwie grupy: NONPILOT oraz PILOT. Tabela 1 przedstawia rozkład posiadanego doświadczenia lotniczego wyrażonego w godzinach nalotu ogólnego. Obydwie grupy miały do wykonania po dwa zadania, które musiały być wykonane przez każdą osobę z grupy. Pierwszym zadaniem był start odpowiednio skonfigurowanego samolotu do wysokości 1200ft AMSL w warunkach bezwietrznych. Natomiast drugim było lądowanie (skonfigurowanym samolotem do lądowania) z wysokości 1500ft AMSL, również w warunkach zerowego wiatru. Celem ograniczenia wpływu wiatru na lot było skupienie się tylko i wyłącznie na poprawnym pilotażu oraz sposobie wykonywania procedur startu oraz lądowania.

W badaniach wykorzystany został elektroencefalograf firmy BrainAmp, wolant wraz z przepustnicą firmy Saitek oraz oprogramowanie pozwalające wykonać symulację lotu Microsoft Flight Simulator X. Dzięki poprawnej kalibracji oraz przygotowaniu osób badanych udało się zarejestrować aktywność kory mózgowej we wszystkich jej obszarach podczas wykonywanych zadań.

Tabela 1. Wykaz badanych osób

Table 1. List of participants

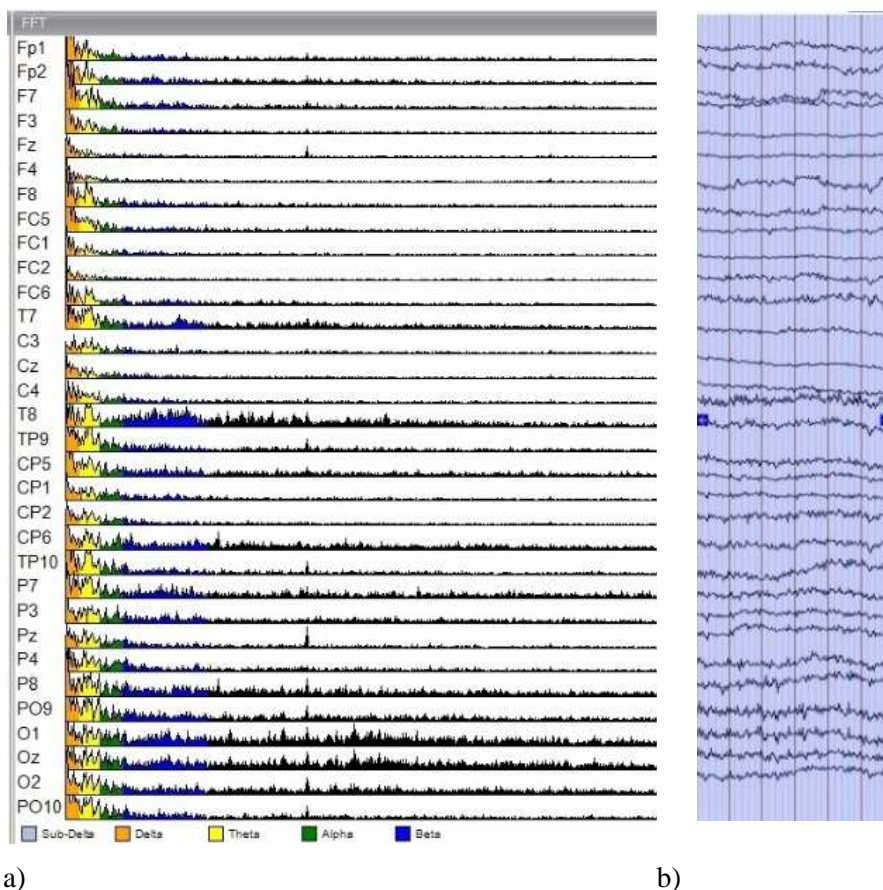
Grupa	Wiek	Płeć	Nalot ogólny, h
NONPILOT	26	Mężczyzna	0
	24	Mężczyzna	0
	25	Mężczyzna	0
	25	Kobieta	0
	21	Mężczyzna	0
PILOT	24	Mężczyzna	160
	24	Mężczyzna	80
	32	Mężczyzna	250
	28	Mężczyzna	1200
	26	Mężczyzna	835

4. Wyniki pomiarów

Przykładowe wyniki badań zostały przedstawione w następujący sposób: pierwsza ilustracja (rys. 5a) pokazuje, interesujący fragment badania, ze względu na wykonywane zadania, czysty fragment przebiegu EEG osoby badanej, który następnie zostaje ukazany za pomocą oprogramowania firmy BrainAmp GmbH w postaci Szybkiej Transformaty Fouriera. Druga ilustracja podzielona została na przedziały czasowe (rys. 5b), obrazujące aktywności poszczególnych obszarów mózgu podczas określonego wyżej fragmentu przebiegu EEG. W celu lepszej przejrzystości wyników ilustracja druga obrazuje jako pierwsze zmiany aktywności tylko w płacie czołowym, natomiast jako drugie ukazana jest ak-

tywność obszarów w układzie 32 elektrod. Potencjały wywołane są reprezentowane przez odchyłki od koloru zielonego do koloru czerwonego poprzez kolor żółty lub do koloru niebieskiego. Zarejestrowane przebiegi elektroencefalograficzne ukazują obszary zwiększonej aktywności mózgu podczas przeprowadzanego badania. W trakcie wszystkich pomiarów, podczas rejestracji sygnałów pochodzących z poszczególnych elektrod ich impedancja zawierała się w optymalnym przedziale i wynosiła od 1-20 kOhm. W wynikach został zawarty między innymi wykres szybkiej transformaty Fouriera. Transformata Fouriera FFT działa na zasadzie rozkładu przebiegu, który jest analizowany na zbiór składowych funkcji sinusoidalnych. Każda z funkcji jest o odpowiedniej amplitudzie, przesunięciu fazowym oraz częstotliwości. Dzięki analizie częstotliwościowej mózgu za pomocą metody FFT jesteśmy w stanie określić poszczególne udziały częstotliwości, które tworzą krzywą EEG, zwaną mocą widma EEG lub analizą widmową. Dodatkową zaletą jest również możliwość zaobserwowania fal w zakresach częstotliwości, które w analizie wzrokowej pozostają niewidoczne. Przedziałem częstotliwości, który jest interesujący ze względu na przeprowadzane badanie jest przedział 0-30 Hz. Dzięki oprogramowaniu firmy BrainAmp GmbH, rodzaje fal oraz odpowiadające im częstotliwości zostały zobrazowane za pomocą kolorów. Fale delta w zakresie 0-3 Hz są oznaczone kolorem pomarańczowym, fale theta 4-7 Hz reprezentuje kolor żółty, fale alpha 8-15 Hz są zobrazowane kolorem zielonym oraz fale beta 16-30 Hz reprezentowane kolorem niebieskim. Podczas części przeprowadzonych badań, na wykresach FFT można zaobserwować (zaznaczone czarnym kolorem) piki w przebiegach. Są to zakłócenia, których wartość częstotliwości znajdują się w granicach 50 Hz. Można wywnioskować, że źródłem tych zakłóceń jest sieć elektryczna (napięcie sieciowe w Polsce to 230 V/50 Hz, określone normą PN-IEC 60038), do której było podłączone urządzenie podczas badań. Zewzględu na początkowe problemu z zasilaczem akumulatorowym, koniecznym było korzystanie z zasilania sieciowego. Szybka transformata Fouriera (FFT-Fast Fourier Transform) korzysta z aproksymacji z wykorzystaniem sinusów. Wykorzystuje ona twierdzenie, że każdą znaną funkcję można aproksymować sinusami. Sygnał badany jest rozkładany na poszczególne sinusy, zbadany pod kątem częstotliwości, a w dalszej kolejności zostaje sporządzony wykres amplitudy od częstotliwości [11].

Podczas analizy przedstawionych powyżej wyników badań, należy pamiętać, że czysty przebieg EEG jest bardzo trudny w interpretacji i dla osoby bez odpowiedniej wiedzy medycznej lub odpowiedniego przeszkolenia w tej dziedzinie, analiza może okazać się błędna. Przebieg EEG został dołączony w celach poglądowych. Na zdjęciach reprezentujących wykresy FFT szczególną uwagę należy zwrócić na stopień występowania różnych fal mózgowych ukazujących się podczas bioelektrycznej aktywności mózgu. Dołączone zostały również zdjęcia poglądowe (rys. 6) w 2 rzutach (przednim i z góry) ukazujące aktywność obszarów mózgu, dzięki którym możliwe jest zaobserwowanie, który płąt, bądź płaty są w znacznym stopniu wykorzystywane.

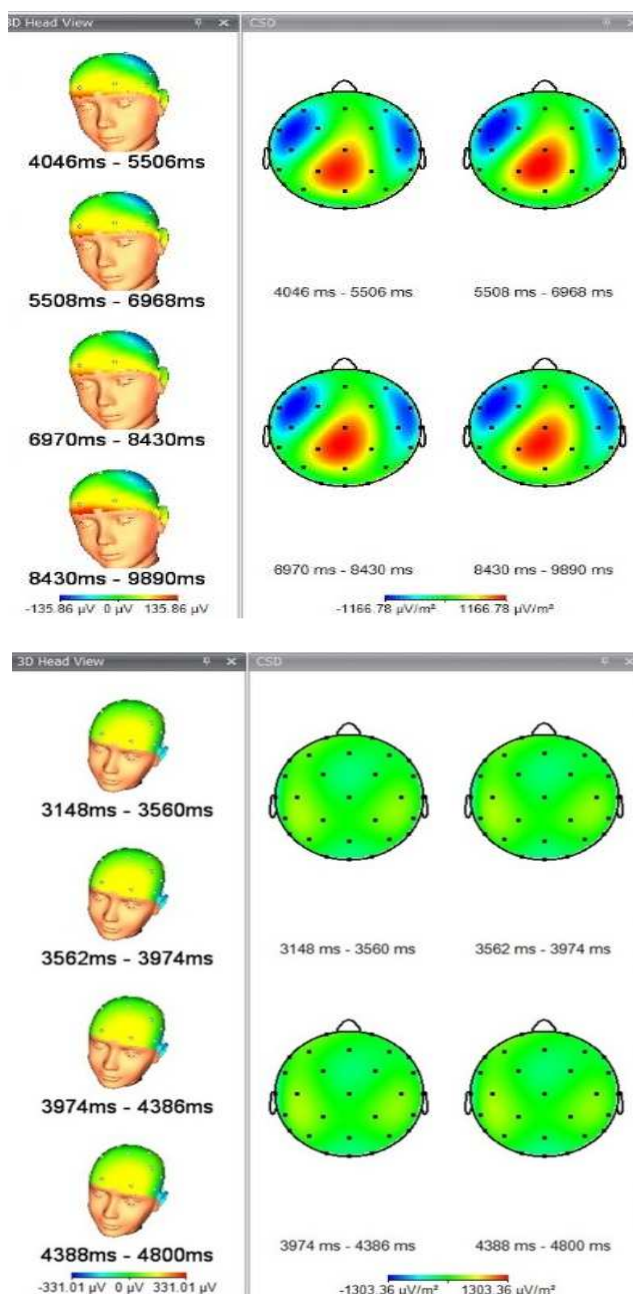


Rys. 5. Wykres FFT dla wybranego fragmentu EEG (a) oraz przebieg EEG (b) dla osoby klasy NON-PILOT (start)

Fig. 5. FFT diagram for the selected EEG fragment (a) and EEG (b) for NON-PILOT class person

5. Wnioski

Analizując wyniki przeprowadzonych badań (rys. 6), można w pierwszej kolejności zaobserwować dużo większą aktywność poszczególnych pól mózgu osób reprezentujących grupę NONPILOT, w stosunku do osób z grupy PILOT. W obydwu grupach mocno zauważalna jest zdecydowanie większa aktywność pola ciemieniowego oraz czołowego, w porównaniu do pozostałych obszarów mózgu. Najprawdopodobniej większa aktywność tych dwóch pól, ma związek z aspektami psychicznymi, podejmowaniem decyzji, orientacją w przestrzeni, rozpoznawaniem ruchu oraz powiązaniem bodźców w procesie poznawczym. Ponadto zaobserwować możemy zmniejszoną aktywność prawej



Rys. 6. Osoba nr 2: Zdjęcie przedstawiające obrazowanie aktywności pracy mózgu podczas startu: NONPILOT (u góry), PILOT (na dole)

Fig. 6. Person no. 2: photograph indicating the activity of brain operations during take-off: NONPILOT (upper), PILOT (bottom)

półkuli, w stosunku do lewej. Może być to spowodowane tym, że lewa półkula odpowiada za myślenie analityczne, logikę, wnioskowanie i zgadza się to z posiadanym aktualnie stanem wiedzy. Wszystkie badania naukowe wskazują na zwiększenie aktywności lewej półkuli mózgu podczas symulacji wzrokowej. Analizując przebiegi Szybkiej Transformaty Fouriera, można zaobserwować w grupie PILOT zwiększony rytm fal alfa, w porównaniu do grupy NONPILOT. Rytm ten jest uważany za stan odprężenia, który mógł wystąpić w tej grupie, ze względu na powtarzalność wykonywanych startów i lądowań oraz większą pewność siebie. Wraz z występowaniem zwiększonej ilości fal alfa, istnieje pewne ryzyko większego prawdopodobieństwa popełnienia błędu oraz może negatywnie wpłynąć na krytyczną ocenę sytuacji. Z kolei w grupie NONPILOT większą aktywność wykazywały fale beta, którym sprzyja zaangażowanie intelektualne, logiczne i analityczne myślenie.

Fale te występują przy motywacji, jednak wyższe częstotliwości fal mogą odzwierciedlać stres, strach, agresję. Przy niektórych wynikach badań, na wykresach FFT, można zaobserwować pik o częstotliwość 50 Hz, który jest generowany przez układ zasilania (część przeprowadzonych badań została wykonana z podłączeniem do zasilania sieciowego 230 V/50 Hz). W badaniu uczestniczyły osoby, które nie miały wcześniejszego doświadczenia w lotach na symulatorze Microsoft Flight Simulator X, z wyjątkiem osoby nr 2 z grupy PILOT. Niestety nie udało się przeprowadzić badania na osobie leworęcznej, dlatego też nie możemy określić czy zwiększona aktywność lewej półkuli mózgu występowałaby także u takiej osoby. Można natomiast zauważyć, jak poziom wykształcenia pozytywnie wpłynął na radzenie sobie w sytuacjach, w których pilot jest narażony na największe psychiczne obciążenia. Podczas badania nie była prowadzona korespondencja lotnicza, która najprawdopodobniej pogłębiła by różnicę w grupach NONPILOT oraz PILOT.

Literatura

- [1] <http://www.dlamozgu.pl/mozg>, DlaMozgu.PL, marzec 2016.
- [2] <https://www.ncbi.nlm.nih.gov/pmc/articles/PMC3902832/>, kwiecień 2016.
- [3] <http://www.is.umk.pl/~ Duch/Wyklady/Mozg/09-4-funkcje-kory.htm>, Duch W. Uniwersytet Mikołaja Kopernika, notatki do wykładów pt. Wstęp do kognitywistyki, maj 2016.
- [4] <http://bioinfo.mol.uj.edu.pl/articles/Janczyk04>, Jańczyk W., Zobaczyć mózg, strona internetowa Wydziału Biochemii, Biofizyki i Biotechnologii UJ, 2016.
- [5] http://bcpw.bg.pw.edu.pl/Content/3343/kolodziej_marcin_doktorat.pdf, Przetwarzanie, analiza, i klasyfikacja sygnału EEG na użytek interfejsu mózg-komputer, mgr inż. Marcin Kołodziej, Rozprawa doktorska, Politechnika Warszawska, Wydział Elektryczny, Warszawa 2011.
- [6] <http://brain.fuw.edu.pl/edu>, Materiały dydaktyczne dla studentów kierunku: Zastosowania Fizyki w Biologii i Medycynie, maj 2016.

- [7] Zyss T., Zastosowanie Układu 10-20 w Rozmieszczaniu Elektrod do EEG, Wydawnictwo Medyczne, Warszawa 2007.
- [8] <http://www.brainproducts.com/>, strona producenta Brain Products, marzec 2016.
- [9] <http://www.neurobiofeedback.pl/poradnik.falemozgowe.html>, Pracownia EEG Biofeedback, Warszawa 2009.
- [10] <http://nagraniahipnotyczne.pl/hipnoza-artykuly/128-fale-mozgowe-charakterystyka-funkcje>, Fale mózgowo-charakterystyka, lipiec 2016.
- [11] http://iftia9.univ.gda.pl/HHeart/pliki/2009_11_19.pdf, Fale EEG, Gdynia 2009.

THE INVESTIGATION OF PILOT'S BRAIN DURING FLIGHTS ON FLIGHT SIMULATOR

Summary

This paper presents research technique of recording brain activity at critical phases of flight for airplane. The course of the study was performed by using set for electroencephalography research integrated with non-invasive eyetracker. The paper allows to get acquainted with current research methods of brain activity and their employ in various fields of science. The article is divided into three parts. The first part introduces the measurement stand with essential hardware and software used in the study. The second part describes the practical stage. Four people have volunteered for the experiment, each of them were assigned to two research groups (NON-PILOT, PILOT) according to flying experience. The main part relies on appropriate head preparation of person being tested, putting a cap, called actiCAP with active electrodes and proper device calibration for recording the results of two critical phases during the flight. The first order was to take-off to 1200ft AMSL, the other one was to land from 1500ft AMSL. The third part of the article is dedicated to the analysis of the experimental results with special software delivered by Brain Products GmbH.

Keywords: EEG, brain activity, aviation

DOI: 10.7862/rm.2017.18

Otrzymano/received: 21.09.2016

Zaakceptowano/accepted: 3.04.2017

Adam TOKARSKI¹
Damian KORDOS²

PROJEKT APLIKACJI MOBILNEJ DLA LOTNICTWA OGÓLNEGO

Niniejszy artykuł przedstawia możliwości zastosowania aplikacji mobilnych dla urządzeń przenośnych w lotnictwie ogólnym (General Aviation). Pierwsza część publikacji stanowi ogólne przybliżenie tematu urządzeń typu PED (Portable Electronic Device) wykorzystywanych na pokładach współczesnych samolotów. Część druga dotyczy prezentacji własnego projektu realizowanego w ramach inżynierskiej pracy dyplomowej jednego z autorów. Projekt ten zakłada stworzenie aplikacji wspomagającej pilota podczas wykonywania lotów VFR (Visual Flight Rules) według przepisów z widocznością ziemi. Do głównych jej funkcji należy detekcja fazy lotu, zapis wybranych parametrów oraz automatyzacja niektórych czynności w oparciu o interakcję użytkownika i dane pochodzące z sensorów urządzenia. Przybliżona zostanie charakterystyka problematyki, przyjęte założenia oraz osiągnięte rezultaty. Trzecia część zawiera analizę wyników badań przeprowadzonych w warunkach rzeczywistego lotu na samolocie Socata TB-9 Tampico, będącego własnością Ośrodka Kształcenia Lotniczego Politechniki Rzeszowskiej. Wykonane próby obejmowały rejestrację podstawowych parametrów lotu, tj. pozycji geograficznej, wysokości, prędkości, szacowanej dokładności pomiaru, itp. Uzyskany materiał stanowił podstawę do udoskonalenia algorytmów, kalibracji oraz wyznaczenia wymaganych współczynników. Dodatkowo przebieg każdego lotu zobrazowany został w programie Google Earth poprzez wyznaczenie trójwymiarowej trajektorii. Badania wykorzystane mogą zostać do określenia funkcjonalności urządzeń przenośnych oraz stanowić inspirację dla dalszych kierunków rozwoju.

Słowa kluczowe: aplikacje mobilne, EFB, lotnictwo ogólne

1. Wprowadzenie

Dynamiczny rozwój lotnictwa cywilnego w okresie powojennym niósł ze sobą nowe perspektywy w obszarach bezpieczeństwa i powszechności podniebnych podróży. Implikacją postępu technologicznego stały się coraz bardziej zaawansowane statki powietrzne, wyposażone w najnowsze rozwiązania konstrukcyjne.

¹ Adam Tokarski, email: tokarski@poczta.pl

² Autor do korespondencji/corresponding author: Damian Kordos, Politechnika Rzeszowska, al. Powstańców Warszawy 8, 35-959 Rzeszów, email: d_kordos@prz.edu.pl

Rozwój ten spowodował jednak powstanie nie tylko nowych możliwości, ale również zagrożeń. Bezpieczna eksploatacja statków powietrznych zaczęła wymagać wszechstronnego przygotowania pod kątem operacyjnym. Pomimo powstawania wyspecjalizowanych jednostek zajmujących się wyłącznie planowaniem lotu, do dnia dzisiejszego kluczową rolę odgrywa postać dowódcy, który bezpośrednio odpowiedzialny jest za bezpieczeństwo osób i mienia na pokładzie.

Wzrastająca złożoność operacji wymagała rozbudowy zasobów dokumentacji pokładowej. Dokumenty zaczęły być noszone w podręcznych torbach, których masa przekraczać mogła nawet 25 kg [1]. Powodowało to niepotrzebne obciążenie fizyczne oraz utrudnienia w organizacji pracy. Czasochłonność i wysokie koszty procesu aktualizacji dodatkowo nasilały logistyczne wyzwania stojące przed działami operacyjnymi.

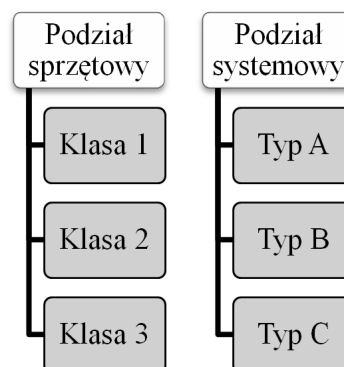
W związku z miniaturyzacją elektroniki, na początku XXI wieku nastąpiła gwałtowna popularyzacja urządzeń przenośnych, otwierając nowe perspektywy dla poprawy ergonomii pracy w kokpicie. Linie lotnicze zaczęły dostrzegać korzyści płynące z redukcji papierowej dokumentacji na rzecz odpowiedników w formie cyfrowej. W nawiązaniu do tradycyjnej torby zabieranej przez pilotów na pokład, urządzenia te otrzymały nazwę „elektronicznych toreb” EFB (Electronic Flight Bag). Szacuje się, iż obecnie (szacunek na rok 2016) mniej niż 5% przewoźników na świecie korzysta z urządzeń zapewniających elektronicznie przechowywaną dokumentację o znaczeniu kluczowym we wszystkich fazach lotu [2]. Wiąże się to z silnym przywiązaniem przemysłu lotniczego do tradycyjnych rozwiązań. Technologiczne innowacje, np. tzw. tablety, sukcesywnie przełamują tę barierę, proponując coraz doskonalsze rozwiązania znajdujące zastosowanie we wszystkich rodzajach współczesnego lotnictwa [5-9].

2. Urządzenia typu EFB

Urządzenia typu EFB podzielone zostały na trzy kategorie sprzętowe i systemowe (Rys. 1) [2]. Podział sprzętowy uwzględnia klasę 1 (urządzenia całkowicie przenośne), klasę 3 (pełna integracja z awioniką pokładową za pośrednictwem standardu ARINC) oraz klasę 2, będącą syntezą klas 1 i 3. Wszystkie trzy klasy obsługują oprogramowanie typu A i B, niemniej jedynie klasa 3 wykorzystuje system typu C, mający zastosowanie w krytycznych fazach lotu.

W Stanach Zjednoczonych wymagane jest spełnienie technicznych standardów TSO (Technical Standard Orders), będących częścią certyfikacji według przepisów FAR (Federal Aviation Requirements). Komercyjne zastosowanie urządzeń EFB szczegółowo opisuje biuletyn Advisory Circular AC 120-76B. Wykorzystanie urządzeń przenośnych w lotnictwie niekomercyjnym określa przepis Part 91, który dotyczy samolotów tłokowych i turbośmigłowych o maksymalnej masie 12500 funtów, natomiast samoloty wielosilnikowe uwzględ-

nione zostały w przepisach Part 91F i AC 120-76C. Przepisy Part 91 w zamian za proces certyfikacyjny dopuszczają samodzielną ocenę pilota-dowódcy dotyczącą ewentualnego negatywnego wpływu urządzenia na inne systemy pokładowe. Dopuszczone jest również stosowanie urządzeń EFB w zamian za dokumentację papierową, spełniając podstawowe wymagania aktualności oprogramowania i danych [3]. W Europie za zapewnienie regulacji prawnych odpowiedzialna jest EASA.



Rys. 1. Klasyfikacja urządzeń typu EFB

Fig. 1. Classification of EFB-type instruments

Dotychczas odnotowanych zostało kilka incydentów i wypadków lotniczych bezpośrednio powiązanych z wykorzystaniem urządzeń EFB. Przykładem incydentu jest przypadek samolotu Airbus A320-500 linii Emirates, który wykonywał rozbieg przy zredukowanym ciągu startowym. Ze względu na zbyt duże zmniejszenie jego wartości spowodowane błędnymi obliczeniami załogi, próba rotacji zakończyła się uderzeniem części ogonowej w pas startowy. W raporcie końcowym australijskie biuro ATSB wydało zalecenie dla załóg latających podkreślając konieczność samodzielnej ewaluacji wyników obliczeń uzyskanych za pośrednictwem urządzeń typu EFB [2].

3. Urządzenia przenośne

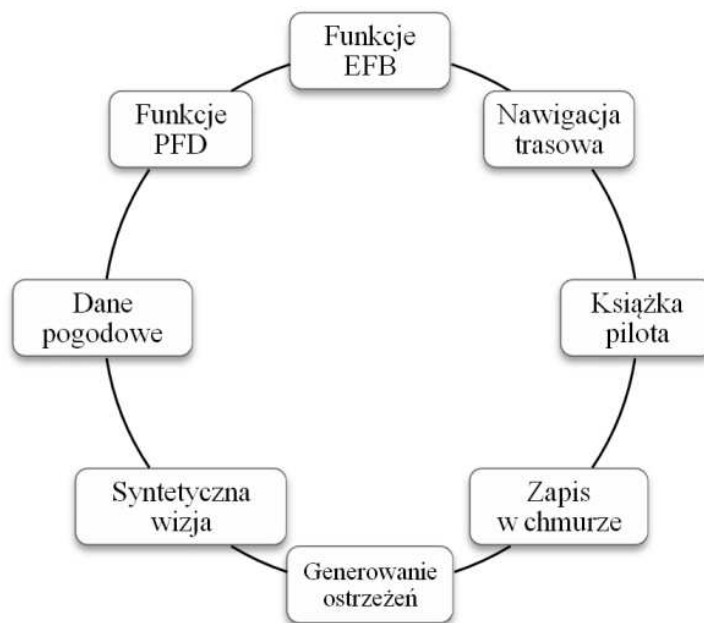
Idea elektronicznych kalkulatorów lotu powstała na bazie wykorzystania przez pilotów samolotów lekkich pierwszych laptopów wyposażonych w podstawowe oprogramowanie służące do obliczeń osiągowych [1]. Odgrywając rolę prekursora, koncepcja EFB znalazła kontynuację w wyniku ewolucji telefonii komórkowej, nawigacji satelitarnej i digitalizacji społeczeństwa.

Warto jednak zwrócić uwagę na dwojaki nurt rozwoju, nakreślony przez samą klasyfikację. Z jednej strony przemysł lotniczy wdraża systemy stanowiące integralne wyposażenie awioniki pokładowej (EFB klasa 3 typ 3) podlegające

certyfikacji przez władzę lotniczą. Z drugiej zaś strony tworzone są aplikacje na urządzenia niespełniające podstawowych wymogów (np. tzw. smartfony, iPady, Tablety, itp.). Co zatem przyczyniło się do komercyjnego sukcesu tego rodzaju oprogramowania? Odpowiedzią na to pytanie są możliwości sprzętowe. Okazuje się, iż urządzenia stosowane obecnie na co dzień posiadają kilkukrotnie większą moc obliczeniową niż komputery stacjonarne sprzed niespełna kilku lat. Pojawiła się zatem perspektywa tworzenia zaawansowanych programów wykorzystując już istniejące zasoby sprzętowe. Co więcej, istnieje możliwość ich rozbudowy poprzez stosowanie sygnałów zewnętrznych, takich jak ADS-B (np. GDL 39), odbiornik GPS (np. GLO Portable GPS) oraz dwustronną wymianę danych pomiędzy urządzeniem i awioniką pokładową. Funkcja ta szczególnie będzie doceniona przez użytkowników m.in. Garmin GNS 430W np. podczas tworzenia planu lotu, gdy w zamian za długotrwałe wprowadzanie punktów trasowych jesteśmy w stanie przygotować plan na tablecie, przesyłając go w czasie rzeczywistym do urządzenia pokładowego.

Aplikacja mobilna to termin ogólny, odnoszący się do oprogramowania działającego na urządzeniach przenośnych. Podstawową klasyfikację rynku aplikacji dla potrzeb lotnictwa stanowi podział na ofertę komercyjną i niekomercyjną. Pierwsza grupa łączy zazwyczaj dobrze rozpoznawalne marki o silnej pozycji w branży oraz jednostki wyspecjalizowane w technologiach mobilnych. Do drugiej grupy należą przeważnie firmy spoza przemysłu oraz indywidualni deweloperzy promujący własne rozwiązania. Istotną różnicą pomiędzy obiema grupami jest zaplecze operacyjne producenta. Płatne aplikacje zapewniają aktualność danych nawigacyjnych w regularnych cyklach AIRAC, co ma zasadniczy wpływ na możliwość wykorzystania operacyjnego.

Wybór właściwego oprogramowania powinien zostać dokonany na podstawie kilku kryteriów. Najważniejszym jest system operacyjny urządzenia. Posiadacze iPada-ów firmy Apple interesują aplikacje działające w systemie iOS, takie jak Garmin Pilot, ForeFlight, czy Jeppesen FliteDeck. Użytkownicy znacznej większości tabletów i smartfonów korzystają ze środowiska Android, gdzie ciekawym przykładem jest aplikacja SkyDemon. Platforma Windows nie jest obecnie w zasięgu zainteresowania znaczących producentów. Równie ważnym czynnikiem jest rodzaj i częstotliwość wykonywanych operacji. Dla przykładu, firma Jeppesen oferuje osobne aplikacje dla lotów VFR i IFR, odpowiednio Jeppesen FliteDeck VFR i FliteDeck. Jeżeli należymy do grona pilotów prywatnych, warto jest znaleźć ofertę zapewniającą aktualne dane nawigacyjne adekwatne do naszych potrzeb. Na rysunku 2 przedstawiony został zbiór niektórych funkcji będących na wyposażeniu aplikacji lotniczych.



Rys. 2. Zestawienie istotnych funkcji oferowanych przez aplikacje komercyjne
 Fig. 2. The essential functions offered by commercial applications

4. Projekt aplikacji mobilnej

Pomysł stworzenia własnej aplikacji wspomagającej loty treningowe na samolotach klasy GA (General Aviation) powstał na bazie wniosków jednego z autorów niniejszego artykułu dotyczących przebiegu procesu szkolenia lotniczego w Ośrodku Kształcenia Lotniczego Politechniki Rzeszowskiej. Analizie poddane zostały kluczowe błędy popełniane przez studentów-pilotów będących w początkowej fazie szkolenia podczas samodzielnych lotów nawigacyjnych. Zauważono, iż uczniowie napotykają typowe problemy związane z percepcją, czynnościami proceduralnymi oraz sztuką pilotażu. W dalszej części artykułu wskazane zostaną aspekty, na które w projekcie zwrócono szczególną uwagę.

Pierwsze założenie projektowe dotyczy regulacji prawnych. Na obszarze Unii Europejskiej niezarobkowe operacje lotnicze, wykonywane na statkach innych niż skomplikowane statki powietrzne, podlegają przepisom PART-NCO [4]. Nakłada to następujące ograniczenia projektowe:

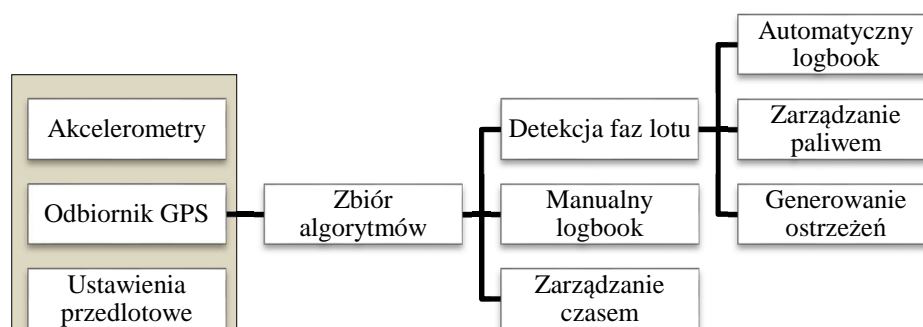
- aplikacja nie jest źródłem nawigacyjnym w trakcie lotu,
- urządzenie nie jest montowane na stałe w kokpicie,
- nie stanowi podstawowego wyposażenia łączności radiowej,
- nie wpływa na zdolność statku powietrznego do lotu, nawet w przypadku nieprawidłowego działania,

- urządzenie znajduje się w łatwo dostępnym dla pilota miejscu i może być szybko zdemontowane.

Drugie założenie określa mechanizm działania programu, który oparty został na detekcji aktualnej fazy lotu poprzez wykorzystanie wbudowanych sensorów, tj. przyspieszeniomierzy i odbiornika GPS. Określenie etapu lotu umożliwia sterowanie aplikacją w zależności od bieżących potrzeb. Do wyszczególnionych faz lotu należą:

- GND – faza na ziemi, silnik wyłączony (Ground)
- STP – faza uruchomionego silnika (Start-Up)
- TAX – faza kołowania (Taxi)
- ENR – faza przelotu (En-Route)
- APP – faza podejścia (Approach)
- LDG – faza na ziemi, kołowanie po lądowaniu (Landing)
- SDN – faza na ziemi po wyłączeniu silnika (Shut-Down)

Na rysunku 3 przedstawiony został ogólny schemat funkcji określonych na etapie projektowym.



Rys. 3. Schemat przedstawiający najważniejsze funkcje programu

Fig. 3. Block diagram representing the most important functions of program

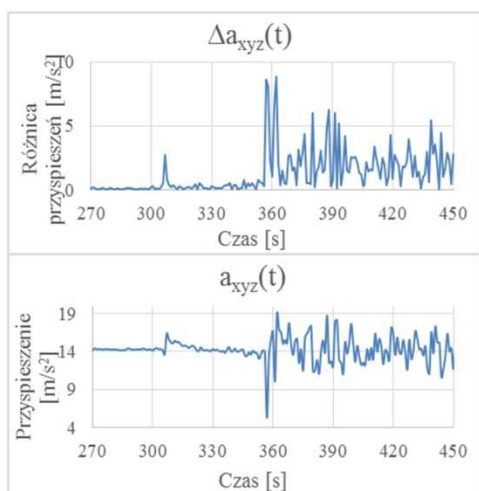
Trzecim założeniem jest miejsce zamontowania urządzenia w kabinie. Zgodnie z NCO.IDE.A.100 urządzenie nie może być montowane na stałe oraz ma znajdować się w łatwo dostępnym dla pilota miejscu, umożliwiając szybki demontaż [4]. Koncepcja projektu nakłada dodatkowe wymaganie w postaci możliwości pomiaru przyspieszeń liniowych pochodzących od struktury płatowca celem rejestracji drgań, których źródłem jest zespół napędowy. Ostatecznie wybraną lokalizacją została wewnętrzna powierzchnia wolantu, ograniczając zastosowanie do samolotów wyposażonych w ten rodzaj sterów.

Wykrycie poszczególnych etapów lotu zapewniają rozbudowane algorytmy obliczeniowe. W przypadku detekcji pracy silnika, rozpatrywany jest przebieg wartości sumy bezwzględnych przyspieszeń liniowych $a_{xyz}(t)$ na poszczególnych osiach układu w funkcji czasu. Ma to na celu eliminację błędów powodowanego

składową przyspieszenia ziemskiego ($g = 9,81 \text{ m/s}^2$). Sygnał poddawany jest dalszym przekształceniom, ostatecznie umożliwiając wykrycie chwili uruchomienia zespołu napędowego (Rys. 4). Zapisywany jest czas, a układ odpowiedzialny za monitorowanie zużycia paliwa rozpoczyna pracę. Wartość wydatku przyjęta w obliczeniach podlega korekcji wraz z postępującym lotem, aby wskazania możliwie dokładnie estymowały przepływ rzeczywisty. Ciekawą funkcją jest głosowe i wizualne powiadomienie o przekroczeniu długości lotu na danym zbiorniku wraz z liczbową reprezentacją aktualnej różnicy ilości paliwa pomiędzy zbiornikami, wyrażoną w jednostce objętości i masy. Jest to zabezpieczenie przed błędem popełnianym przez początkujących pilotów, którzy nagminnie zapominają o przełączeniu zaworu zbiornika paliwa podczas lotów trawowych.

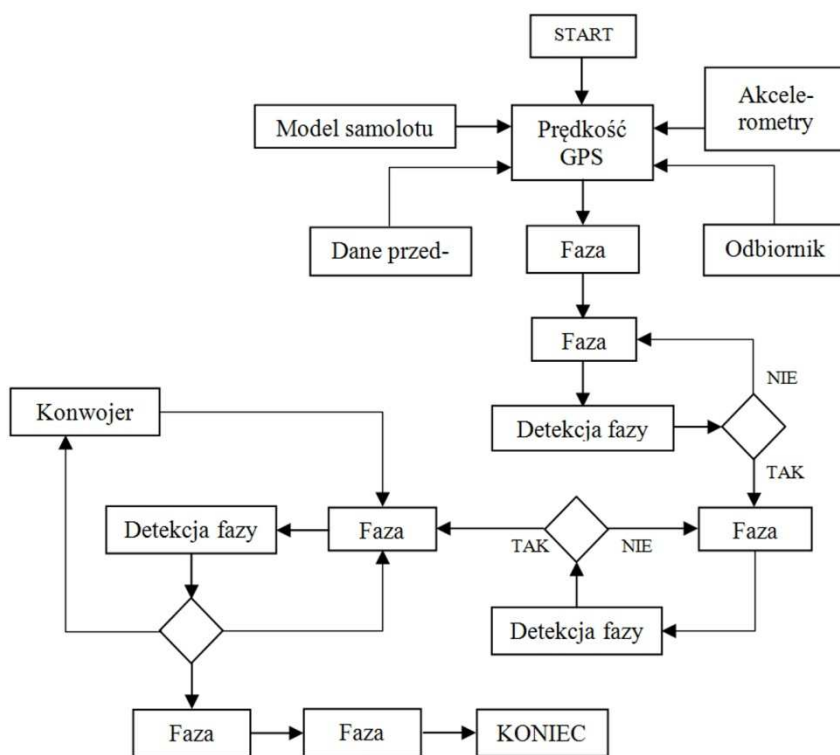
Wykrycie kolejnych faz realizowane jest poprzez monitorowanie zmiany położenia urządzenia w czasie na podstawie sygnału GPS. Gdy przekroczony zostanie ustalony próg czułości, odpowiedni algorytm sprawdza, czy zmiana prędkości spowodowana była rozpoczęciem np. kołowania, czy jedynie chwilowymi zakłóceniami. Wykorzystując osiągi samolotu (np. znaną prędkość rotacji V_R), detekcja fazy kołowania i startu nie sprawia większych trudności. Problem pojawia się w momencie rozważań dotyczących lądowania, gdyż loty szkolne charakteryzuje różnorodność manewrów, m.in. ćwiczenia w strefie, serie konwojerów, itd. Kwestię tę rozwiązuje algorytm podejmujący decyzję, czy wykrycie fazy podejścia (na podstawie zmian prędkości, wysokości i odległości od najbliższego położonego lądowiska) było wynikiem pełnego lądowania, tzw. konwojera, lotu poziomego z minimalną prędkością, innego manewru, czy też błędem pomiarowego.

Detekcja faz lotu służy także automatycznej rejestracji czasów, np. uruchomienia silnika, kołowania, startu, lądowania, ale również wykonanych konwojerów wraz z podaniem ich liczby oraz kodu ICAO lotniska (Rys. 5). Funkcja ta eliminuje problemy podczas wypełniania dokumentacji przez uczniów, którzy często obciążeni samodzielnym lotem zapominają o uzupełnianiu operacyjnych planów lotu. Niezależnie od zapisu automatycznego, użytkownik posiada również możliwość ręcznego wprowadzania danych poprzez naciśnięcie przycisku raportującego rozpoczęcie operacji. Dzięki temu istnieje możliwość późniejszego sprawdzenia, czy wartości uzyskane automatycznie były poprawne. Oprócz podstawowych danych, takich jak nazwisko dowódcy, datę lotu, znaki rejestracyjne i typ statku powietrznego, w poszczególnych polach zapisane zostały czasy lotów zarejestrowane automatycznie (kolor biały i zielony) oraz manualnie przez pilota (cyjan). Warto zauważyć, iż na trasie trwającej 3,5 h różnica pomiędzy całkowitymi czasami w obu przypadkach wyniosła niespełna 1 minutę.



Rys. 4. Wykresy przedstawiające moment wykrycia pracy zespołu napędowego

Fig. 4. Diagrams representing the moment of detection of operation of power unit



Rys. 5. Ogólny schemat działania układu wykrywania zmiany fazy lotu

Fig. 5. The general block diagram of operation of detection system of flight phase change

Należy pamiętać, iż zapisane czasy spełniają funkcję wyłącznie informacyjną i nie zastępują papierowej dokumentacji personalnej. Certyfikowany logbook zgodnie z PART-FCL zapewnia natomiast np. aplikacja Garmin Pilot™.

Aplikacja wyposażona została w układ rejestracji dwóch typów danych. Pierwszy stanowią wszelkie czynności wykonane przez pilota w trakcie użytkowania programu. Drugim rodzajem jest rejestrator szybkiego dostępu, zapisujący w pliku CSV (Tab. 1) takie wielkości, jak:

- czas rejestracji w formacie godzina:minuta:sekunda (UTC),
- szacowana dokładność pomiaru,
- szerokość geograficzna,
- długość geograficzna,
- wysokość w metrach,
- prędkość w m/s,
- szacowana ilość paliwa w obu zbiornikach.

Tabela 1. Przykład tabeli zawierającej zapis parametrów lotu w pliku o rozszerzeniu CSV

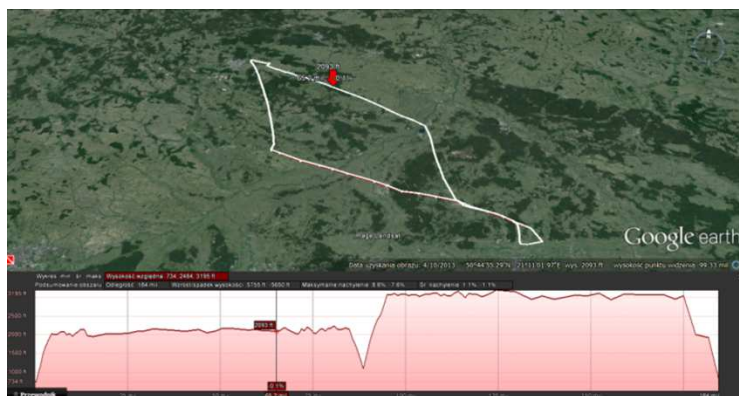
Table 1. The exemplary table including flight parameters in CSV file

TIME [UTC]	ACC [m]	LAT [dd]	LONG [dd]	ALT [m]	SPEED [m/s]
08:02:34	3	50,10181	22,05264	236	0,54
08:02:43	3	50,10172	22,05273	237	1,15
08:02:53	3	50,10172	22,05290	235	1,20
08:03:03	3	50,10173	22,05309	234	1,35
08:03:14	3	50,10177	22,05348	233	2,85
08:03:24	3	50,10196	22,05361	230	2,20
08:03:33	3	50,10224	22,05354	231	3,23

Edycję pliku zapewnia pakiet Microsoft Office, a dalsze przetworzenie danych możliwe jest np. poprzez program KML Creator. Jest to narzędzie stworzone przez australijskie biuro ds. Badania Wypadków Lotniczych ATSB (Australian Transport Safety Bureau). Wykorzystuje ono arkusz kalkulacyjny, generując plik o rozszerzeniu KML widoczny m.in. dla programu Google Earth. Możliwe jest wówczas przedstawienie lotu w dwóch wymiarach lub trójwymiarowej trajektorii z użyciem funkcji „Elevation”.

Rysunek 6 przedstawia zobrazowanie przebiegu lotu szkolnego wraz z profilem pionowym. Lot wykonany został na samolocie Socata TB-9 Tampico w ramach szkolenia zintegrowanego odbywanego przez jednego z autorów w Ośrodku Kształcenia Lotniczego Politechniki Rzeszowskiej. Trasa obejmowała przelot na wysokości 2000 stóp do lotniska w Masłowie pod Kielcami, wykonanie w celach treningowych tzw. konwojera, następnie powrót do lotniska startu na wysokości 3000 stóp.

Na podstawie analizy wyników w programie Google Earth (Rys. 6-8) stwierdzono, iż uzyskane rezultaty znacznie przekroczyły oczekiwania z etapu projektowego. Uzyskana dokładność pozioma lokalizacji podczas wszystkich prób mieściła się w przedziale 3-5 m, a oscylacje wysokości nie przekraczały ± 300 stóp. Pomiary dokonywane były w interwałach 30 sekund, co miało wpływ na deformację płaszczyzny toru lotu. Pojawiła się także możliwość ewaluacji błędów poprzez określenie np. bocznych linowych odchyleń na poszczególnych odcinkach trasowych (Rys. 8).



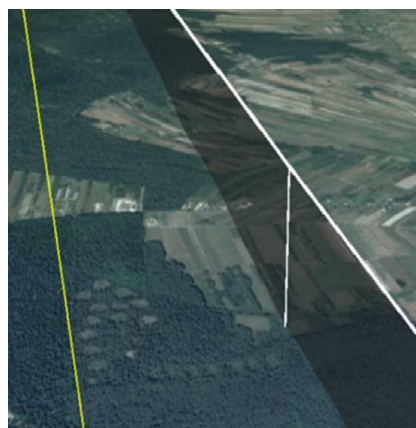
Rys. 6. Zobrazowanie lotu szkolno-treningowego na samolocie Socata TB-9 Tampico

Fig. 6. Visualisation of flight of pilot-training Socata TB-9 Tampico aircraft



Rys. 7. Płaszczyzna lotu podczas lądowania i startu na lotnisku w Masłowie pod Kielcami

Fig. 7. The flight plane during take-off and landing at the airport in Masłów near Kielce



Rys. 8. Płaszczyzna lotu i linia prosta łącząca punkty trasowe

Fig. 8. The flight plane and straight line between route points

5. Podsumowanie

Podsumowując, digitalizacja dokumentacji oraz automatyzacja niektórych czynności na pokładzie może pozytywnie wpłynąć na bezpieczeństwo i komfort podróży. Szczególne znaczenie ma lotnictwo ogólne, gdzie duża część operacji dotyczy załóg jednoosobowych, często stawiających pierwsze kroki w przestworzach. Propozycja własnej aplikacji miała na celu sprawdzenie funkcjonalności tego typu rozwiązań w warunkach lotu rzeczywistego. Biorąc pod uwagę niski nakład finansowy i intelektualny (urządzenie rejestrujące – średniej klasy smartfon, aplikacja stworzona samodzielnie przez studenta nie będącego programistą) jest to bez wątpienia potwierdzenie tezy postawionej przed realizacją projektu. Warto zatem powoli oswajać się z myślą, iż w niedalekiej przyszłości aplikacje mobilne być może ostatecznie zastąpią dokumentację papierową i zyskają jeszcze szersze grono odbiorców. Nade wszystko należy jednak pamiętać o zasadzie ograniczonego zaufania wobec niecertyfikowanych systemów, które coraz częściej są źródłem informacji mających realny wpływ na bezpieczeństwo lotu.

Literatura

- [1] Hughes D.: EFB Special Edition. *Avionics Magazine*, June 2009.
- [2] SkyBrary: Electronic Flight Bag (dostęp: maj 2016) http://www.skybrary.aero/index.php/Electronic_Flight_Bag.
- [3] iPadPilotsNews:<http://ipadpilotnews.com/2015/04/whats-best-android-tablet-package-pilots>, (dostęp: kwiecień 2016).
- [4] Rozporządzenie Komisji (UE) NR 800/201, Sierpień 2013.
- [5] Socata: Instrukcja Użytkownika w Locie samolotu TB-9 Tampico, Wrzesień 1989.
- [6] Garmin: Garmin Pilot User's Guide for Android, August 2015.
- [7] Jordan L., Greyling P.: *Practical Android Projects*, Apress, 2011.

- [8] Jeppesen: Jeppesen Mobile FliteDeck User Guide, January 2016.
- [9] Robert Goyer: [Shttp://www.flyingmag.com/avionics-gear/pilot-supplies/android-aviation-apps-cockpit](http://www.flyingmag.com/avionics-gear/pilot-supplies/android-aviation-apps-cockpit) (dostęp: maj 2016).

DESIGN OF MOBILE APPLICATION FOR GENERAL AVIATION

Summary

This article presents the possibilities of use of mobile applications designed for mobile devices in general aviation. The first part of the article presents the portable electronic devices used on board of modern aircrafts. The second part of the article focuses on the presentation own project realised under the diploma's thesis research. This project has been intended to develop the pilot-aided application during VFR flights. The main functions of application are sensor-driven detection of the current phase of flight, recording the selected parameters and automatization selected activities based on the user interaction and data of instrument sensors. The characteristic of the problem, assumptions, and results were discussed. The third section describes the outcome of research conducted in real flight conditions on Socata TB-9 Tampico aircraft at Aviation Training Centre of Rzeszow University of Technology. The substantial parameters of flight, such as position, altitude, ground speed and estimated accuracy of measurement have been registered. The collected data are the base in order to improve algorithms, calibration, and evaluation of required coefficients. Additionally, the flight data has been visualised in Google Earth program by establishing a 3D flight path trajectory. This research can be used for determination of functionality of mobile devices, and to inspire the further research development.

Keywords: mobile application, EFB, general aviation

DOI: 10.7862/rm.2017.19

Otrzymano/received: 12.10.2016

Zaakceptowano/accepted: 11.04.2017

Maria TYCHANICZ¹
Robert SMUSZ²

PROPERTIES, APPLICATIONS AND THERMAL INVESTIGATION OF AEROGELS

Among the variety of products for thermal insulation in industry the aerogel blankets have received significant attention because of their unique properties and wide range of applications. This paper presents the basic properties, fields of application and results of experimental study of Pyrogel XT, which is a type of high temperature aerogel blanket. It is formed of silica aerogel and reinforced with glass fiber batting. In comparison with traditional insulating materials Pyrogel XT is much more efficient thermal insulation with wide temperature range of application (-40÷650°C). It also has the lowest thermal conductivity of any known solid material. Experimental investigation of thermophysical properties of Pyrogel XT was carried out by using traditional and modern research methods. The traditional method utilized a simplified single-plate Poensgen apparatus. The modern approach was performed on a Unitherm™ model 2022 thermal conductivity instrument which uses a guarded heat flow meter method according to ASTM E1530 standard. Results obtained from both devices were compared and analyzed.

Keywords: aerogel blanket, thermal conductivity, Poensgen apparatus, heat flux

1. Introduction

Aerogel materials have been in existence for more than 80 years. Aerogels are a diverse *class* of porous, solid materials that exhibit an uncanny array of extreme materials properties [1]. Most notably aerogels are known for their extreme low densities (from 1 to 500 kg/m³) [2, 3] that result from high porosity and low coefficient of thermal conductivity (up to 0.013 W/mK) [1, 3-5]. The most popular are silica aerogels, which are an amorphous solid materials derived from silica based gel. The silica solids, which are a poor conductors consist of very small, three-dimensional intertwined clusters that make up about 3% of volume. The remaining 97% occupy the air of extremely small nanopores. This provides little space for air to move [2]. Thus, the combination of limited solid conduction and inhabited convection and gas-phase conduction leads to the re-

¹ Autor do korespondencji/corresponding author: Maria Tychanicz, Politechnika Rzeszowska, 35-959 Rzeszów al. Powstańców Warszawy 12, tel. (17) 743-2299, e-mail: mtychanicz@prz.edu.pl

² Robert Smusz, Politechnika Rzeszowska, e-mail: robsmusz@prz.edu.pl

markable thermal performance of aerogel materials. Proportions of silica and air are different. This ratio is usually 5:95, but there are some systems in which the ratio of silica to air is 0.13:99.87. The average size of the silica particles in aerogel reaches 2-5 nm and the average pore size is 20 nm [6].

2. Synthesis of aerogels

The advanced, complicated and troublesome manufacturing process of aerogels provides extraordinary physical, thermal, acoustic and optical properties of the final product. Almost all aerogels are derived from gels made through sol-gel chemistry [1]. The sol-gel process refers to a process in which solid nanoparticles dispersed in a liquid (a sol) conglomerate together to form a continuous, three-dimensional sponge-like solid network extending throughout the liquid (a gel) [1]. The synthesis of (silica) aerogels consists of three general steps: gel preparation by sol-gel process, ageing of the gel and drying of the gel under special conditions. Figure 1 presents the simplified diagram of an aerogel's process of production during supercritical drying process. Aerogels are created when the pore liquid is replaced by air without decisively altering the network structure or the volume of the gel body [7].

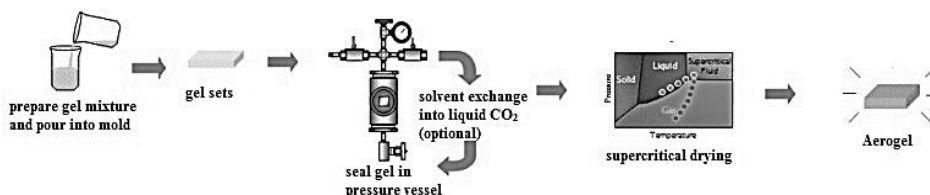


Fig. 1. An aerogel's process of production scheme during supercritical drying. Source: [7]

Pores distribution is usually irregular due to the different parameters of the chemical processes during synthesis which damage previously ordered internal structure. The most crucial stage affecting the internal porous structure is the drying process because of the possibility of the gel's shrinkage. The porous nature of aerogels is of great importance for its highly insulating properties. Conformation of pores, size, shape, density and porosity have a primary influence on the physical and chemical properties of aerogels. Thus, the controlling of pore formation and their network is of significant importance. Aerogels were first developed and investigated by Kistler in the early 1930s [8]. His hypothesis was that the shrinkage of gel was caused by capillary forces appearing during the drying process. As a result of much research, he declared that above the critical temperature of the liquid and at pressure above the liquid's vapor pressure, the liquid's transition into gas will not subject the gel structure to tension. This means that the structure of dry gel is intact [8].

3. Fields of applications

Aerogel materials can be produced as monolithic blocks or as carpets reinforced by some fiber material [8]. Due to the uncommon thermal properties of aerogels they are mostly used in applications where there is an impact of high temperature and where there is a need to reduce heat losses significantly and effectively. For this reason, fields of applications are found in buildings, especially for thermal windows insulation, supercapacitors, acoustic barriers [9], pipelines, power plants, space vehicles and optical insulations. They are also used as fire protections. However, aerogels represent a state-of-the-art group of thermal insulation materials, the large-scale production is unprofitable. Pure aerogels also have a gentle and fragile structure that is susceptible to fracture. Low mechanical properties make maintenance difficult. Its workability is troublesome due to the formation of dust which can be also hazardous to health. Aerogels are also susceptible to settling over time especially when exposed to vibration or thermal cycling [5]. The settling process can form voids and therefore can contribute to heat losses in void spaces, which is a major drawback for further utilization. As preventing action reinforced aerogel blankets have been developed. Aerogel blankets consist of aerogel particles, fibers and an optional binder [5]. In comparison with monolithic aerogels they exhibit much more durability and stability. In literature there are many mathematical models and experimental research results confirming the outstanding thermal performance of aerogel blankets [4, 5, 10-14].

4. Heat transfer in aerogel materials

The main task of insulation materials is to reduce heat transfer through the insulated construction. Heat transfer mechanisms in insulation materials are composed of three main parts: conduction through solid material, conduction through gas phase and radiation through pores [8, 9]. Figure 2 shows the relation

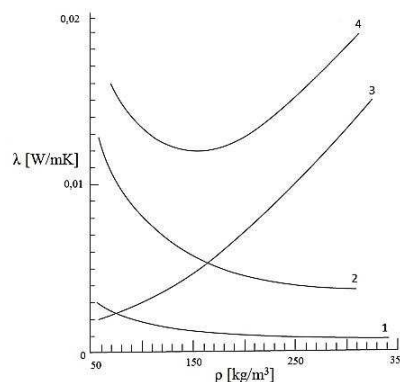


Fig. 2. Thermal transport of aerogel materials in dependence of density: 1 - radiation, 2 - gas conduction, 3 - solid conduction, 4 - total heat transfer
Source: Husing N., Schubert U.: *Aerogels - airy materials: chemistry, structure and properties*. *Angew. Chem., Int. Ed.*, 37, 22-45, 1998; Fricke J.: *Aerogels*. *Scientific American*, 258, 92, 1988

between heat transfer mechanisms in aerogel materials represented by coefficient of thermal conductivity and the density of aerogel.

Aerogels in general exhibit superior thermal insulation characteristics especially for densities around 150 kg/m^3 . There is a noticeable increase in thermal conductivity when the material's density is increased due to a raised contribution of the solid conduction component. Simultaneously, radiation and gas components of heat transfer mechanisms tend to decrease.

5. Characteristics of the investigated material

Pyrogel XT, which is an example of a novel type of aerogel blanket, was investigated in this paper. It is produced by Aspen Aerogels and is formed of a silica aerogel reinforced with a non-woven glass fiber batting. Such a connection of materials is environmentally friendly due to sand content and no respirable fibers. Figure 3 presents a view of the investigated sample of material adjusted to Poensgen apparatus requirements. The material's sample was cut with a scalpel to a square shape with a side dimension of 0.050 m. The thickness of the investigated materials should be within $1 \text{ to } 10^{-3} \text{ m}$.



Fig. 3. The real view of the investigated sample of aerogel blanket required for Poensgen apparatus

According to the product data sheet of Pyrogel XT [15], it is a flexible industrial insulation for high temperature applications with a service temperature range from -40°C to 650°C . Fields of application of Pyrogel XT contain hot piping equipment, towers, tanks, low- and high-temperature ducts etc. Special applications of Pyrogel XT include overwrap systems and high temperature composite systems. Considerable thermal efficiency is achieved by reducing the material's thickness by a rate of 2-5. In comparison with average aerogel, Pyrogel XT is not susceptible to cracking due to excellent bounce-back properties, therefore it can withstand high impact loads without damage. This material is also lightweight, fire resistant, and hydrophobic. Other selected properties and product performance data with corresponding standards are included in Table 1.

Due to the complexity of aerogel materials, its thermal conductivity depends on such parameters like configuration of the internal structure (opened or closed pores, pore size, porosity distribution etc.) and pressure and temperature of application. As far as the Pyrogel XT thermal conductivity is concerned, it was determined according to the ASTM C 177 standard. Thermal conductivity

distribution declared by the manufacturer was given in the form of a diagram as a function of temperature which is shown in Figure 4.

Table 1. Product performance data of Pyrogel XT (according to [15])

Property	Results	Test procedure
Compressive strength	Stress at 10% strain = 78,3 kPa Stress at 25% strain = 255,2 kPa	ASTM C 165
Estimation of maximum use temperature	650°C	ASTM C 447
Linear shrinkage under soaking heat	< 2% (650°C)	ASTM C 356
Water vapor sorption	< 5% (by weight)	ASTM C 1104

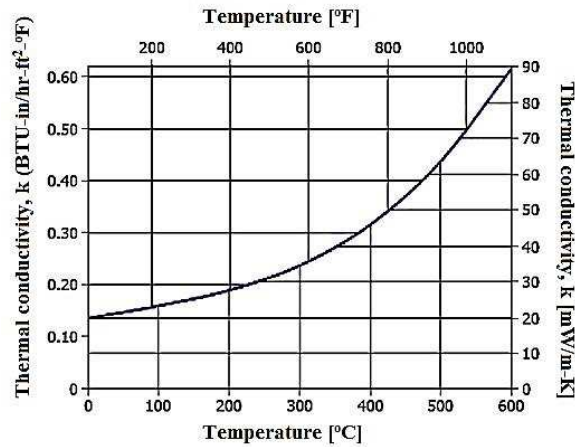


Fig. 4. Thermal conductivity distribution of Pyrogel XT depending on the temperature

6. Experimental investigation

6.1. Poensgen apparatus

In this paper, thermal conductivity of Pyrogel XT was also investigated experimentally to validate its thermophysical properties. Experimental research of Pyrogel XT was first made on a simplified Poensgen apparatus in which the application of Fourier's law solution was used. The Poensgen apparatus is dedicated for measurements of the thermal conductivity of insulation materials within the range from 0.02 to 3.0 W/mK [16]. Coefficient of thermal conductivity measurement is based on temperature field solution during unidirectional, steady heat conduction for an unlimited flat sheet model of thickness δ [16]. There are two variations of Poensgen apparatus. Simplified modification consists of the heater and the cold water cooler among which the material's sample is placed, which is presented in Figure 5. There is also the hot water plate located on the other side of the heater behind the thin layer of cork. Its function is to ensure

unidirectional heat flux, which flows from the heater through the sample to the cooler. The hot water plate has the same temperature as the heater. The surfaces of the heater, the sample of material, the cooler and the hot water plate must adhere precisely to each other. On the top of the pile the crucified shape yoke with bolt is applied and connected to four stationary pins. The entire thermal setup is located inside the removable upper container which is poured with thermal insulation material (crumbled foamed polystyrene) and stored in the bottom container. This ensures thermal protection of the system. Figure 6 shows the real view of the entire test stand for thermal conductivity research which is located in the Department of Thermodynamics on Rzeszow University of Technology.

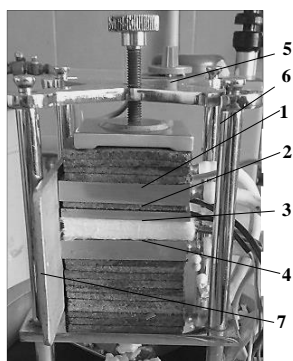


Fig. 5. The view of internal parts of Poensgen apparatus: 1 - hot water sheet, 2 - heater, 3 - material's sample, 4 - cooler, 5 - crucified shape yoke, 6 - pin, 7 - compensating plate
Source: own elaboration

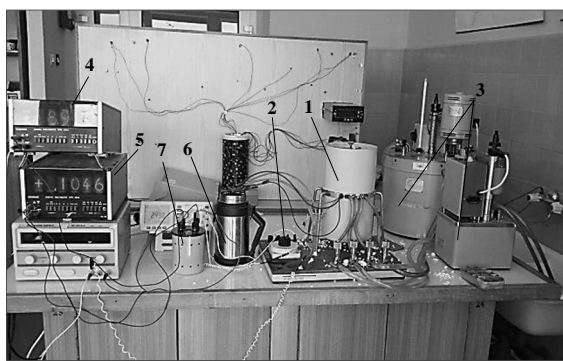


Fig. 6. The view of experimental test stand for thermal conductivity measurements: 1 - Poensgen apparatus, 2 - switch, 3 - thermostats, 4 - ammeter, 5 - voltmeter, 6 - Dewar flask, 7 - resistor
Source: own elaboration

Measurement of the thermal power of the heater is carried out indirectly by measuring the voltage drop and intensity of current which flows through the heating spiral. Measurements of the temperature of the heater, the cooler and the heated plate surface are performed using thermocouples in which hot junctions are soldered to its surfaces and reference junctions are placed in a Dewar flask. Thermocouple wires are connected to the multifunctional switch located on the front panel. Thermal conductivity calculations are based on the average values obtained during main measurements. Thermal conductivity of the investigated sample is described by the formula:

$$\lambda = \frac{\dot{Q}\delta}{A\Delta T} \quad (1)$$

where: $\dot{Q} = UI$ - thermal power of the heater, W,
 δ - material's thickness, m,

A - heat transfer surface, m²,

$\Delta T = (T_{wc} - T_{wz})$ - average temperature gradient between the hot plate and the cooler, K,

To obtain the temperature difference, the thermocouple voltage signal had to be transformed into a temperature scale with use of calibration chart. To increase the accuracy of the method three samples were investigated. The material's surface area and the thickness were measured by an electronic caliper before every measurement on several locations of the sample. The average values were obtained. This was important because of the material's heterogeneity. Readings of researched values can be started when temperatures of the heater and the hot water plate are equal. Measurements were carried out at an ambient temperature of 21°C. The accuracy of the method is $\pm 7\%$. Results were collected in Table 2.

Table 2. Thermal conductivity research results obtained from Poensgen apparatus

No. of trial	A·10 ⁴ [m ²]	$\delta \cdot 10^3$ [m]	U _G [V]	U _{wc} [mV]	U _{wz} [mV]	I [A]	ΔT [K]	$k \left[\frac{W}{mK} \right]$
1	25.738	8.70	7.194	2.363	0.813	0.0843	38.75	0.054
2	25.049	9.24	7.276	2.430	0.804	0.0853	40.65	0.056
3	24.998	10.02	7.801	2.735	0.846	0.0914	47.22	0.061
4	24.999	10.02	5.927	1.948	0.840	0.0693	27.70	0.059
mean value								0.058
standard deviation of mean								0.003
Denotation: U _G - heater voltage signal, U _{wc} - hot water thermocouple voltage signal, U _{wz} - cold water thermocouple voltage signal, I - average current intensity supplied the heater								

6.2. Unitherm™ 2022 thermal conductivity instrument

The second approach in the thermal conductivity investigation included the Unitherm™ 2022 instrument (Fig. 7). The model 2022 is a fully computerized system. According to the user's manual of the Model 2022 [17], it is used for measuring the thermal conductivity of such materials like metals, ceramics, polymers, composites, glass, rubber and graphite products. The Model 2022 can be also used for testing thin specimens like paper products or plastic films. Thermal conductivity is measured by the ASTM E1530 guarded heat flow meter method. The view of the experimental test section is presented in figure 8. A specimen of the researched material is held under a reproducible compressive load between two polished metal surfaces, each controlled at a different temperature. The lower contact surface is a part of a calibrated heat flux transducer. As heat flows from the upper surface through the specimen to the lower surface, an axial temperature gradient is established in the stack. By measuring the temperature difference across the specimen (between the upper and the lower surface plates in contact with the specimen) along with the output from the heat flux transducer,

thermal conductivity of the specimen can be determined when its thickness is known.

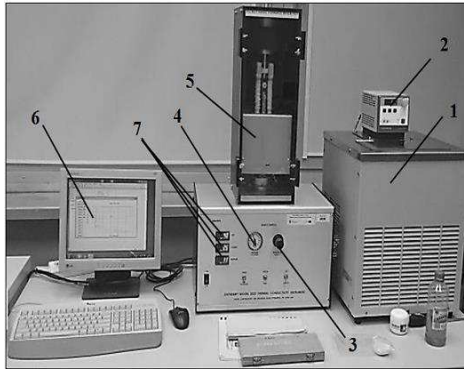


Fig. 7. The view of the experimental test stand: 1 - ultra thermostat, 2 - regulator, 3 - air pressure regulator, 4 - air pressure gauge, 5 - guard furnace, 6 - computer control program, 7 - heater PID controllers

Source: own elaboration

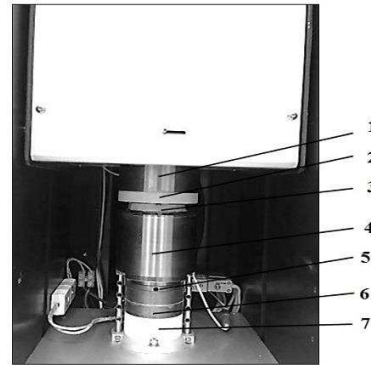


Fig. 8. The view of test section: 1 - top heater, 2 - upper plate, 3 - test specimen, 4 - lower plate, 5 - reference calorimeter, 6 - bottom heater, 7 - heat sink

Source: own elaboration

At thermal equilibrium, the Fourier heat flow equation applied to the test specimen becomes:

$$R_s = \frac{T_u - T_m}{Q} - R_{int} \quad (2)$$

where: R_s - thermal resistance of the test specimen, m^2K/W ,

T_u - upper plate surface temperature, K,

T_m - lower plate surface temperature, K

Q - heat flux through the test specimen, W/m^2 ,

R_{int} - total interface resistance between specimen and surface plates, m^2K/W .

The thermal resistance of the test specimen is defined as:

$$R_s = \frac{d}{\lambda} \quad (3)$$

where: d - specimen thickness, m,

λ - thermal conductivity, W/mK .

The heat flux through the specimen is measured with a transducer located just below the specimen. The heat flux transducer consists of a reference calo-

rimeter with high conductivity surface plates on either side. The heat flux is determined by measuring the temperature difference across the reference calorimeter.

$$Q = N(T_m - T_L) \quad (4)$$

where: N - reference calorimeter heat transfer coefficient, W/m²K,
T_L - bottom heater temperature, K.

The specimen thermal resistance can be expressed in the form:

$$R_s = F \left(\frac{\Delta T_s}{\Delta T_r} \right) - R_{int} \quad (5)$$

where: F - proportionality constant,

$\Delta T_s = (T_u - T_m)$ - temperature difference across the specimen,

$\Delta T_r = (T_m - T_L)$ - temperature difference across the reference calorimeter.

When the thermal resistance of the test specimen is assigned, the thermal conductivity is then calculated from Equation (5) and shown on computer screen. In the Model 2022 the ideal conditions (no heat loss or gain along the outer surface of the test stack) during the test are assumed. Before testing the section must be calibrated first to obtain the relationship between R_s and ΔT . The calibration procedure consists of testing a minimum of 3 specimens of known thermal resistance. Thermal conductivity is measured with an estimated accuracy of $\pm 3\%$ to $\pm 8\%$ depending on the thermal resistance of the specimen. The results were collected in Table 3.

Table 3. Thermal conductivity research results obtained from Unitherm™ 2022

No. of trial	Mean specimen temperature [°C]	ΔT_s [°C]	ΔT_r [°C]	R_s [$\frac{m^2 K}{W}$]	$d \cdot 10^3$ [m]	λ [$\frac{W}{mK}$]
1	28.91	28.77	1.13	1.91	8.3	0.043
2	29.37	28.94	1.42	1.52	8.3	0.054
3	29.40	28.92	1.35	1.61	8.3	0.052
mean value						0.049
standard deviation of mean						0.006

7. Summary

The aim of the study was the brief introduction in the field of aerogel materials as thermal insulators. The basic properties, applications and results of experimental research were presented. The main content of the paper was a simple experimental validation of the thermophysical properties obtained with use of two conventional measuring methods. An investigation of the Poensgen apparatus was carried out at average temperature difference between the hot plate and the cooler of 38.5°C. The average calculated thermal conductivity was $0.058 \frac{\text{W}}{\text{mK}}$. The research on Unitherm™ 2022 instrument was carried out with a mean specimen temperature of 29.2°C and the calculated thermal conductivity was $0.049 \frac{\text{W}}{\text{mK}}$. The results obtained are in good correspondence, however there is a significant divergence in comparison with data declared by the manufacturer. The thermal conductivity distribution was determined with the use of the guarded hot plate apparatus with respect to ASTM C 177 standard. According to Fig. 4 thermal conductivity at ambient temperature should be around $0.025 \frac{\text{W}}{\text{mK}}$ (declared thermal conductivity at 0°C is $0.02 \frac{\text{W}}{\text{mK}}$) which gives an error of about 50%. Suggestions for such a disagreement may include high thermal contact resistance of investigated sample resulting from the material's preparation. Various fiber orientations in the investigated test specimen may have contributed to the differences. Also the selection of measurement method can introduce errors. Thermal insulation material which fills the interior of the Poensgen apparatus does not ensure the unidirectional heat flux through the test specimen.

Thermal conductivity depends on many parameters, including the temperature, the density, the alignment of the sample towards the heat flux direction etc. Due to the general character of the presented investigation, the explanation of the mentioned problem requires more detailed analysis and complex measurements.

Regardless of the divergence presented, the aerogel blanket may be classified as a promising and effective thermal insulation material.

References

- [1] <http://www.aerogel.org/?p=992>, dostępiy 15.09.2016.
- [2] <http://www.aerogel.org/?p=3> dostępiy 15.09.2016.
- [3] Zhao J., Duan Y., Wang X., Wang B.: Radiative properties and heat transfer characteristics of fiber-loaded silica aerogel composites for thermal insulation, *Int. J. Heat Mass Transfer* 55 (2012) 5196-5204.
- [4] Yuan B., Ding S., Wang D., Wang G., Li H.: Heat insulation properties of silica aerogel/glass fiber composites fabricated by press forming, *J. Materials Letters* 75 (2012) 204-206.

- [5] Hoseini A., McCgue C., Andisheh-Tadbir M., Bahrami M.: Aerogel blankets: From mathematical modeling to material characterization and experimental analysis, *Int. J. Heat Mass Transfer*, 93 (2016) 1124-1131.
- [6] Furmański P., Wiśniewski T.S., Banaszek J.: *Izolacje cieplne. Mechanizmy wymiany ciepła, właściwości cieplne i ich pomiary*, OW PW, Warszawa 2006.
- [7] <http://www.aerogel.org/?p=4>, dostęp 15.09.2016.
- [8] Berge A., Johansson P.: *Literature Review of High Performance Thermal Insulation*, Chalmers University of Technology, Gothenburg, Sweden 2012, Report 2012:2.
- [9] Yu C-H., Fu Q.J., Tsang S.C.E.: *Aerogel materials for insulation in buildings*, University of Oxford, UK, *Materials for Energy Efficiency and Thermal Comfort in Buildings Chapter 13*, Woodhead Publishing Limited 2010.
- [10] Laskowski J., Milow B., Ratke L.: Aerogel-aerogel composites for normal temperature range thermal insulations, *J. Non-Crystalline Solids*, 441 (2016) 42-48.
- [11] He J., Li X., Su D., Ji H., Wang X.: Ultra-low thermal conductivity and high strength of aerogel/fibrous ceramic composites, *J. European Ceramic Society*, 36 (2016) 1487-1493.
- [12] Baetens R., Jelle B.P., Gustavsen A.: Aerogel insulation for building applications: a state-of-the-art review, *Energy Buildings*, 43 (2011) 761-769.
- [13] Cohen E., Glicksman L.: Thermal properties of silica aerogel formula, *J. Heat Transfer*, 137 (2015) 081601-1 – 081601-8.
- [14] Wei G., Liu Y., Zhang X., Yu F., Du X.: Thermal conductivities study on silica aerogel and its composite insulation materials, *Int. J. Heat Mass Transfer*, 54 (2011) 2355-2366.
- [15] http://crossroadsci.com/Portals/0/documents/data_sheets/industrial/Aspen_Aerogels_Pyrogel_XT.pdf
- [16] Grosicki S., Smusz R., Wilk J., Wolańczyk F.: *Wymiana ciepła - eksperymenty. Materiały pomocnicze*, OW PRZ, Rzeszów 2014.
- [17] Unitherm™ thermophysical instruments: Operating and software manual, Anter Corporation USA, version 2.9, May 2010.

WŁAŚCIWOŚCI, ZASTOSOWANIE I BADANIE CIEPLNE AEROŻELI

Streszczenie

Spośród wielu wyrobów termoizolacyjnych stosowanych w przemyśle maty aerożelowe zyskują duże zainteresowanie ze względu na wyjątkowe właściwości oraz szeroki zakres zastosowań. W pracy zaprezentowano właściwości, obszary zastosowań i wyniki eksperymentalnych badań cieplnych maty aerożelowej Pyrogel XT, będącej nowoczesnym materiałem termoizolacyjnym. Badany materiał jest złożony z aerożelu krzemowego wzmocnionego dodatkiem włókna szklanego. W porównaniu do tradycyjnych materiałów termoizolacyjnych Pyrogel XT odznacza się szczególnymi właściwościami, do których należy najniższa, spośród wszystkich dostępnych termoizolacji przemysłowych, wartość współczynnika przewodzenia ciepła przy jednocześnie szerokim temperaturowym zakresie stosowania (-40°C÷650°C). Pyrogel XT posiada również najniższy współczynnik przewodzenia ciepła spośród znanych ciał stałych. Badania eksperymentalne właściwości termofizycznych aerożelu Pyrogel XT przeprowadzono metoda tradycyjną oraz me-

toдами nowoczesnymi. Do badań tradycyjnych wykorzystano uproszczony jednopłytowy aparat Poensgena. W badaniach metodą nowoczesną wykorzystano stanowisko badawcze Unitherm™ 2022 wyposażone w miernik przepływu strumienia ciepła pracujący zgodnie z normą ASTM E1530. Wyniki uzyskane z obu urządzeń porównano i poddano analizie.

Słowa kluczowe: mata aerożelowa, przewodność cieplna, aparat Poensgena, strumień ciepła

DOI: 10.7862/rm.2017.20

Otrzymano/received: 11.04.2017

Zaakceptowano/accepted: 17.05.2017

Marta WÓJCIK¹
Beata PAWŁOWSKA²
Feliks STACHOWICZ³

PRZEGLĄD TECHNOLOGII RECYKLINGU ZUŻYTYCH AKUMULATORÓW LITOWO-JONOWYCH

Wzrastająca corocznie liczba samochodów elektrycznych i hybrydowych wymusza na ich producentach opracowywanie nowych technologii w zakresie recyklingu. Istotnym elementem nowego typu pojazdów z punktu widzenia ekologii i ochrony zasobów naturalnych, są akumulatory litowo-jonowe stosowane do zasilania samochodów hybrydowych. Zużyte baterie litowo-jonowe są stosunkowo nowym odpadem, dlatego większość procesów ich odzysku i recyklingu pozostaje w sferze badań laboratoryjnych. W zaprezentowanym artykule dokonano przeglądu metod recyklingu wyeksploatowanych akumulatorów litowo-jonowych, stosowanych w skali przemysłowej, jak i dopiero znajdujących się w fazie testów laboratoryjnych. Przedstawiono również budowę baterii litowo-jonowych oraz charakterystykę rynku pojazdów hybrydowych, zarówno w Polsce, jak i na świecie.

Słowa kluczowe: akumulatory litowo-jonowe, samochody hybrydowe, samochody elektryczne, recykling, odzysk metali

1. Wprowadzenie

Samochody wycofane z eksploatacji są niebezpiecznym odpadem, stanowiącym zagrożenie dla środowiska. Zużyte elementy samochodu są źródłem cennych, ale zarazem szkodliwych substancji. Z tego względu uwarunkowania prawne Unii Europejskiej narzucają producentom samochodów podejmowanie działań proekologicznych podczas ich projektowania, mające na celu [12]:

- zmniejszenie emisji szkodliwych produktów spalania paliw,
- propagowanie stosowania alternatywnych źródeł energii do napędzania samochodów,
- uproszczenie utylizacji stosowanych materiałów, w szczególności procesów recyklingu i odzysku.

¹ Autor do korespondencji/corresponding author: Marta Wójcik, Politechnika Rzeszowska, al. Powstańców Warszawy 8, 35-959 Rzeszów, tel.: 865 1507, e-mail: m.wojcik@prz.edu.pl

² Beata Pawłowska, Politechnika Rzeszowska, e-mail: bpaw@prz.edu.pl

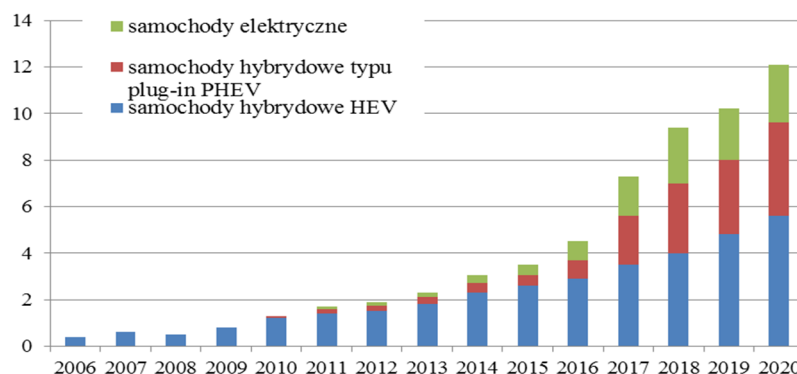
³ Feliks Stachowicz, Politechnika Rzeszowska, e-mail: stafel@prz.edu.pl

Przy obecnym poziomie technologicznym rynku motoryzacyjnego, niezbędne jest zwiększenie podatności pojazdu na procesy odzysku materiałów, zwłaszcza w przypadku nowych typów samochodów; elektrycznych, hybrydowych oraz z ogniwami paliwowymi napędzanymi wodorem. Z uwagi na wysokie stężenia gazów cieplarnianych i pyłów w powietrzu oraz coraz częściej obserwowane zjawisko smogu w miastach, samochody elektryczne i hybrydowe są alternatywnym rozwiązaniem, umożliwiającym redukcję emisji CO₂.

Rozwój społeczny, ekonomiczny oraz coraz większa świadomość społeczeństwa w zakresie technologii proekologicznych powoduje wzrost popularności samochodów elektrycznych, w szczególności hybrydowych. Rosnące zainteresowanie pojazdami hybrydowymi jednoznacznie przekłada się na ich sprzedaż. Dane udostępnione przez firmę TOYOTA podają, że 30 kwietnia 2016 r. firma sprzedała łącznie 9 014 000 sztuk samochodów hybrydowych, co stawia przedsiębiorstwo na pierwszym miejscu wśród wszystkich producentów samochodów z napędem hybrydowym [15].

W nawiązaniu do liczby sprzedawanych samochodów, opracowano na podstawie modelu VECTOR 21 (*Vehicle Technologies Scenario Model*) dwa główne scenariusze prognozujące ilość samochodów elektrycznych do roku 2050. Pierwszy z nich, uwzględniający uwarunkowania prawne i obecne trendy motoryzacyjne, zakłada bardzo powolny wzrost udziału samochodów elektrycznych do 2050 r., z przewagą samochodów hybrydowych. Drugi scenariusz (tzw. alternatywny) oparty na badaniu czynników motoryzacyjnych, przewiduje do roku 2040 całkowite wyeliminowanie konwencjonalnych pojazdów [9]. Negatywne, ale zarazem najbardziej realne scenariusze zakładają jednak, że rynek samochodów elektrycznych nie będzie się intensywnie rozwijał ze względu na ograniczone długości trasy uzyskiwane przez pojazdy niekonwencjonalne, w związku z czym samochody hybrydowe będą stanowić tylko około 10% całego parku samochodów (Rys. 1) [13]. Niemniej jednak, wzrastająca corocznie ilość wprowadzanych na rynek samochodów elektrycznych zmusza ich producentów do opracowywania nowych technologii odzysku i recyklingu.

W Polsce rynek samochodów elektrycznych rozwija się zdecydowanie wolniej niż w innych państwach, jednak co roku obserwuje się wzrost udziału pojazdów niekonwencjonalnych na krajowym rynku motoryzacyjnym. W 2004 r. w Polsce sprzedano tylko 48 szt. samochodów hybrydowych, dla porównania w 2008 r. ilość ta wzrosła już do 350 szt. Obecnie w Polsce sprzedaje się rocznie około 2100 szt. pojazdów hybrydowych, przy czym aż 95% z nich pochodzi z koncernu TOYOTA [15]. Wzrastające zainteresowanie samochodami hybrydowymi wynika również z coraz większej ilości dostępnych w salonach modeli (obecnie 37 różnych typów aut hybrydowych) [14].



Rys. 1. Rynek samochodów hybrydowych i elektrycznych w latach 2006-2020

Fig. 1. HEV and EV market over the period 2006-2020

Samochody elektryczne i hybrydowe zasilane są akumulatorami litowo-jonowymi, które stanowią zarazem jeden z głównych komponentów tego typu pojazdów. Obecność w bateriach litowo-jonowych metali ziem rzadkich powoduje, że procesy recyklingu samochodów hybrydowych są z reguły skomplikowane i niekiedy trudne do przeprowadzenia. Jednak przy prognozie rocznej produkcji baterii litowo-jonowych rzędu 340 mln ton, ich recykling jest koniecznością [10]. Większość procesów recyklingu akumulatorów litowo-jonowych stosowanych na skalę przemysłową bazuje na procesach mechanicznych, pirometalurgicznych i hydrometalurgicznych. Opracowywane są również nowe metody odzysku metali z akumulatorów, jednak dotychczas są one w fazie testów laboratoryjnych.

Celem artykułu jest zaprezentowanie technologii recyklingu zużytych akumulatorów litowo-jonowych, stosowanych zarówno w praktyce, jak i dopiero badanych w laboratoriach.

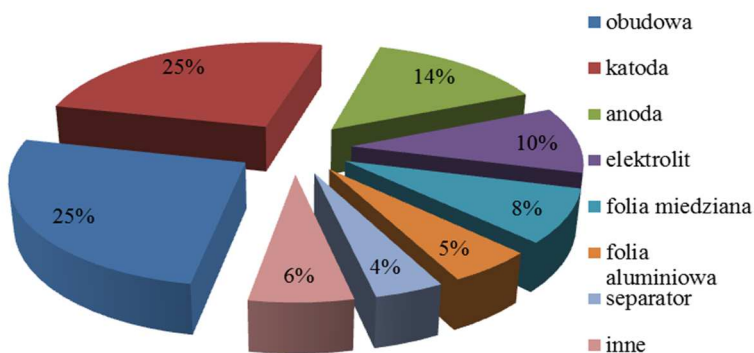
2. Budowa akumulatorów litowo-jonowych

Powszechnie w samochodach z napędem hybrydowym, stosowane są akumulatory litowo-jonowe. Wśród głównych zalet powyższego typu baterii wymienia się najczęściej stosunkowo długą żywotność, dużą gęstość energii (około 150 Wh/kg) oraz nieszkodliwość dla środowiska [16]. Jedną z przyczyn stosowania akumulatorów litowo-jonowych są coraz bardziej rygorystyczne normy w zakresie emisji CO₂, co przyczynia się do popularności samochodów elektrycznych. Dodatkowo akumulatory litowo-jonowe, w zależności od warunków pracy, mogą działać przez 1700÷5300 cykli ładowania i rozładowywania, co przekłada się na czas eksploatacji akumulatora rzędu 4,5÷14,5 lat [4]. Niestety, spadek wydajności akumulatorów poniżej 80% wyklucza możliwość ich dalszego użytkowania w samochodach hybrydowych. Wówczas, baterie mogą zostać

użyte do mniej wymagających zastosowań, m.in. do magazynowania energii podczas modernizacji linii energetycznych [6].

Zasada działania akumulatora litowo-jonowego polega na przekształceniu energii chemicznej na energię elektryczną, bez wykorzystania reakcji redox. Podczas ładowania, jony Li^+ przemieszczają się między katodą i anodą poprzez elektrolit, wywołując jednocześnie ruch elektronów w tym samym kierunku przy wykorzystaniu obwodu zewnętrznego. W momencie rozładowywania akumulatora, jony Li^+ i elektrony poruszają się od anody do katody, odpowiednio przez elektrolit i obwód zewnętrzny [4].

Procentowy skład akumulatora litowo-jonowego przedstawiono na powyższym wykresie (Rys. 2). Najważniejszymi i najcenniejszymi z punktu widzenia recyklingu elementami akumulatora, ze względu na obecność Co, Fe i Ni, są anoda i katoda. Anoda akumulatorów litowo-jonowych wykonana jest z grafitu, węgla oraz polifluorku winylidenu (PVDF), natomiast katoda składa się z węgla, spoiwa PVDF oraz litu. Wśród materiałów aktywnych katody wymienia się lit, który zwykle występuje w postaci tlenków LiCoO_2 , LiMn_2O_4 , LiNiO_2 , LiV_2O_3 oraz LiFePO_4 . Rolę elektrolitu w akumulatorach litowo-jonowych pełni substancja organiczna, zawierająca rozpuszczone sole, m.in. LiPF_6 , LiBF_4 . Istotnym elementem akumulatora jest również separator, utrzymujący równą odległość między elektrodami, zbudowany z polietylenu lub polipropylenu [13].



Rys. 2. Skład akumulatora litowo-jonowego

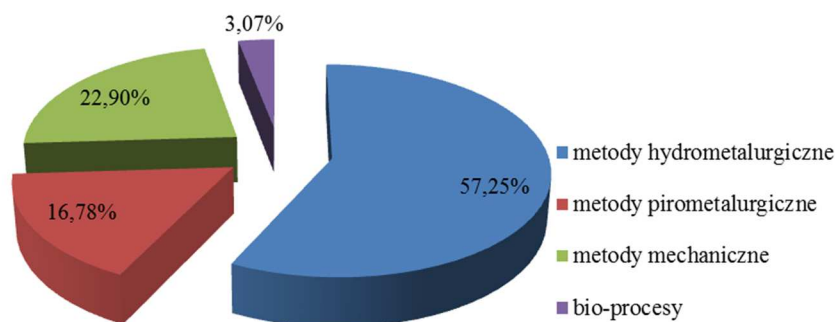
Fig. 2. Composition of lithium-ion battery

3. Procesy recyklingu akumulatorów litowo-jonowych

Głównym celem recyklingu akumulatorów litowo-jonowych jest odzysk metali, przede wszystkim Co i Ni. Pomimo zmniejszających się zasobów litu na świecie, recykling wspomnianego metalu jest często zagadnieniem drugorzędowym z uwagi na stosunkowo niskie ceny tego materiału w porównaniu do innych metali. Ponadto, węgiel litu jest traktowany jak tani i łatwo dostępny

związek, dlatego w niektórych metodach recyklingu lit traktowany jest jako zanieczyszczenie lub jako reagent do odzysku, m.in. Co, Ni i Mg [10].

Procentowy udział poszczególnych metod recyklingu akumulatorów litowo-jonowych przedstawiono na poniższym wykresie (Rys. 3). Ze względu na znaczną efektywność procesu, najczęściej stosuje się metody hydrometalurgiczne oparte na chemicznym strącaniu metali. Wadą procesów hydro- i pirometalurgicznych jest jednak wysoka energochłonność, w związku z czym coraz większe znaczenie zyskują procesy bioługowania oraz metody niekonwencjonalne [13].



Rys. 3. Udział procentowy metod recyklingu akumulatorów litowo-jonowych

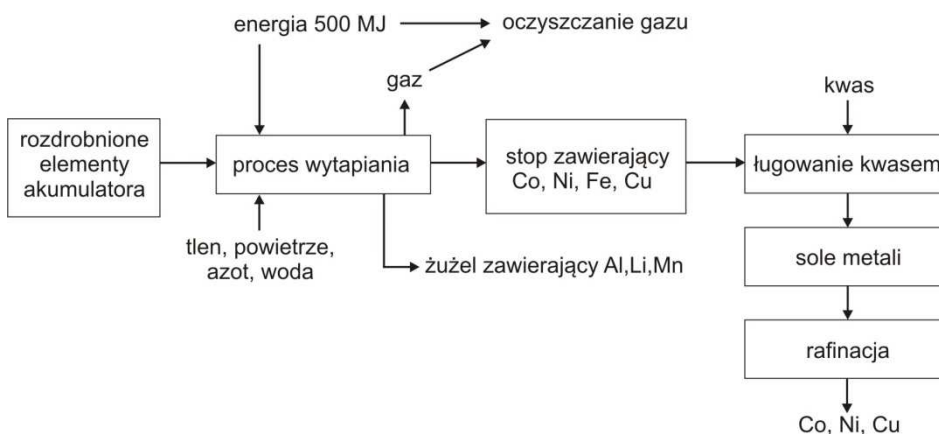
Fig. 3. Percentage of recycling methods of lithium-ion batteries

Na świecie obecnie stosowanych jest kilka metod recyklingu akumulatorów litowo-jonowych, stosowanych na skalę przemysłową, opartych na procesach hydro- i pirometalurgicznych lub kombinacji obu powyższych (Tab. 1). Największe znaczenie mają jednak cztery z nich: proces UMICORE, SONY-SUMITOMO, TOXCO oraz RECUPYL [16].

Proces UMICORE (Rys. 4) oparty jest na procesach przetapiania zużytych baterii litowo-jonowych. Otrzymany stop zawierający metale, m.in. Co, Ni, Cu i Fe, przetwarza się hydrometalurgicznie poprzez ługowanie kwasem w celu odzysku metali. Wadą metody jest wysoka energochłonność procesu (5000 MJ energii cieplnej do przetopienia 1 tony akumulatorów) oraz brak możliwości odzysku Li, Mg i Al, które są tracone w powstającym żużlu [10].

W Stanach Zjednoczonych, odzysk metali ze zużytych baterii litowo-jonowych odbywa się z zastosowaniem technologii TOXCO (Rys. 5). Istota procesu polega na kriogenicznym schłodzeniu akumulatorów za pomocą ciekłego azotu w temperaturze -196°C . W dalszym etapie przeróbki, baterie są rozdrabniane i zanurzone w wodzie. Jony metali reagują z wodą, tworząc odpowiednie wodorotlenki wraz z wydzieleniem wodoru. W odróżnieniu od pozostałych metod przemysłowych, proces zapewnia dodatkowo odzysk litu na poziomie 15÷26%. W celu przetworzenia 1 tony akumulatorów litowo-jonowych,

niezbędne jest dostarczenie czynnika chłodniczego w ilości około 219 MJ oraz około 565,2 MJ energii w celu mechanicznego rozdrobnienia baterii [10].



Rys. 4. Recykling akumulatorów litowo-jonowych metodą UMICORE

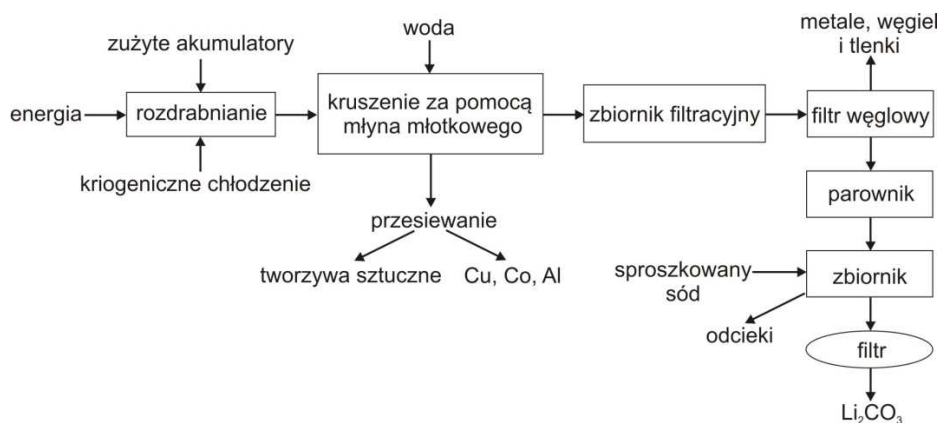
Fig. 4. Recycling of lithium-ion batteries by means of UMICORE method

Tabela 1. Przegląd metod recyklingu akumulatorów litowo-jonowych stosowanych w skali przemysłowej

Table 1. An overview of lithium-ion batteries methods used on industrial scale

Lp.	Nazwa procesu	Metoda	Kraj
1.	UMICORE	priometalurgiczna	Belgia
2.	Batrec-Sumitomo	priometalurgiczna	Chiny
3.	Vacuum distillation	priometalurgiczna	Niemcy
4.	VALIBAT	hydrometalurgiczna	Francja
5.	RECUPYL	hydrometalurgiczna	Francja
6.	SONY-SUMITOMO	hydrometalurgiczna	Japonia
7.	AEA	-	USA
8.	TOXCO	hydrometalurgiczna	USA

W procesie SONY-SUMITOMO, zużyte akumulatory litowo-jonowe, poddawane są spalaniu w temperaturze około 1000°C. Zawarte w akumulatorach substancje organiczne, Li oraz fluorki są usuwane w postaci popiołu lotnego, natomiast pozostałe metale przetwarzają się hydrometalurgicznie w celu odzysku Co. Wadą metody, podobnie jak w przypadku procesu UMICORE jest brak możliwości odzyskania litu. Dodatkowo, w celu przetworzenia 1 tony akumulatorów wymagane jest dostarczenie energii średnio około 992 MJ [10].



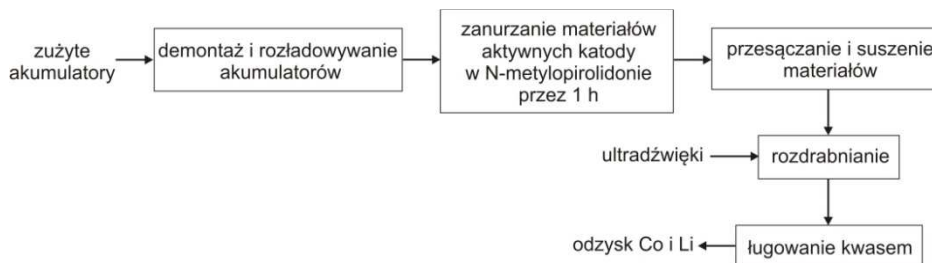
Rys. 5. Recykling akumulatorów litowo-jonowych za pomocą procesu TOXCO

Fig.5. Recycling of lithium-ion batteries by means of TOXCO process

Do odzysku metali z akumulatorów litowo-jonowych na skalę przemysłową stosowany jest proces RECUPYL, popularny zwłaszcza we Francji. Najpierw, zużyte akumulatory są rozdrabniane za pomocą obrotowego rozdrabniacza z prędkością 11 obrotów/min, a następnie kruszone z zastosowaniem wirlnika. Oba wspomniane procesy odbywają się w szczelnej obudowie w atmosferze argonu i CO_2 , co zapobiega gwałtownej reakcji litu z powietrzem. Zawartość tlenu oraz ciśnienie w komorze są cały czas automatycznie kontrolowane. Po procesie rozdrabniania uzyskuje się: drobną frakcję bogatą w węgiel i metale, frakcję magnetyczną, frakcję złożoną z Al i Cu oraz niskiej gęstości mieszaninę tworzyw sztucznych i papieru. W dalszym etapie wszystkie wydzielone materiały są sortowane, a drobne frakcje wprowadza się do specjalnej wanny z wodą. W ten sposób lit zawarty w drobnych cząstkach reaguje z wodą z wydzielaniem cząsteczek wodoru. Ze względu na ciągłe mieszanie zawartości wanny i dozowanie materiału w sposób kontrolowany, niebezpieczeństwo nagromadzenia H_2 jest ograniczone. Odzysk Li z roztworu zawierającego wodorotlenek litu następuje poprzez dodawanie sody lub kwasu fosforowego. W celu uzyskania pozostałych metali stosowane są metody oparte na procesach hydrometalurgicznych [10].

Najpopularniejszymi metodami recyklingu zużytych akumulatorów litowo-jonowych są procesy hydrometalurgiczne, oparte na ługowaniu metali kwasami nieorganicznymi, m.in. HCl , H_2SO_4 . W celu uniknięcia tzw. zanieczyszczeń wtórnych, prowadzone są prace nad możliwością zastosowania kwasów organicznych: cytrynowego, askorbinowego oraz asparaginowego [12]. Ze względu na stosunkowo małą efektywność procesu ługowania kwasami, Li i wsp. [7] przeprowadzili badania nad wspomaganie procesu z zastosowaniem ultradźwięków o mocy $60 \div 120$ W (Rys. 6). Uzyskane wyniki wykazały, że ultradźwięki odgrywają istotną rolę w ługowaniu Co i Li z akumulatorów, zwiększa-

jąc wydajność całego procesu. Fale ultradźwiękowe dostarczają dużej ilości energii, co znacznie ułatwia rozpuszczanie zużytego materiału. Na skutek wysokiego ciśnienia, gaz rozpuszcza się w wodzie i powoduje powstawanie pęcherzyków w wyniku zjawiska kawitacji. Następnie wytworzone pęcherzyki są rozdrabniane poprzez adiabatyczne sprężanie, co skutkuje uwalnianiem energii. Uzyskane rezultaty wykazały, że wspomaganie procesu ługowania kwasem z zastosowaniem ultradźwięków pozwala odzyskać ponad 96% Co i ponad 98% Li w stosunkowo niskiej temperaturze ($20\div 60^{\circ}\text{C}$) [7].



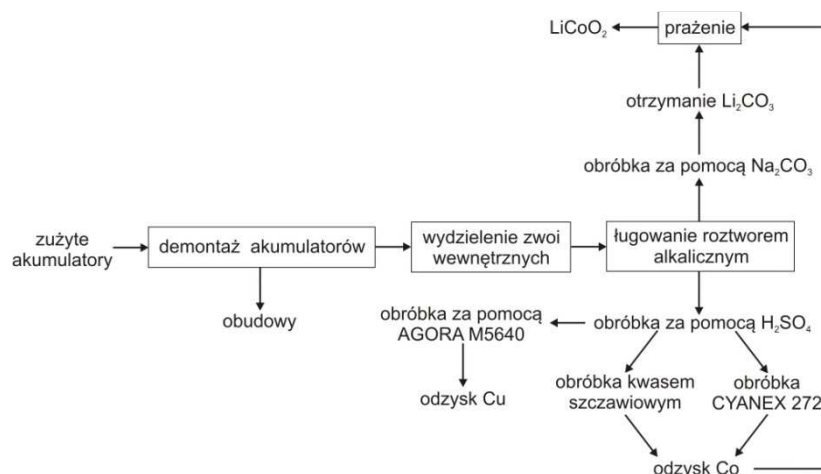
Rys. 6. Proces ługowania kwasem z zastosowaniem ultradźwięków

Fig.6. Acid leaching with application of ultrasonic

W celu zwiększenia wydajności procesu ługowania kwasem, stosowane są również metody z jednoczesnym zastosowaniem kwasu, zasady oraz rozpuszczalników organicznych (Rys. 7). Najpierw, Li, Ni, Mn oraz Co są wmywane z LiMnNiCoO_2 za pomocą kwasu HNO_3 , a następnie stosowany jest czynnik strącający, np. NaOH . Zwoje akumulatora są poddawane działaniu NaOH w celu rozpuszczenia folii aluminiowej i rozdzielenia sproszkowanych materiałów katody od innych komponentów. Uzyskany w procesie proszek poddaje się następnie spalaniu w celu usunięcia PVDF. Kobalt w procesie odzyskuje się z zastosowaniem tzw. roztworu ekstrakcyjnego ACORGA M5640 oraz roztworu CYANEXU 272, podczas gdy lit wytrąca się jako Li_2CO_3 poprzez dodanie roztworu Na_2CO_3 [1].

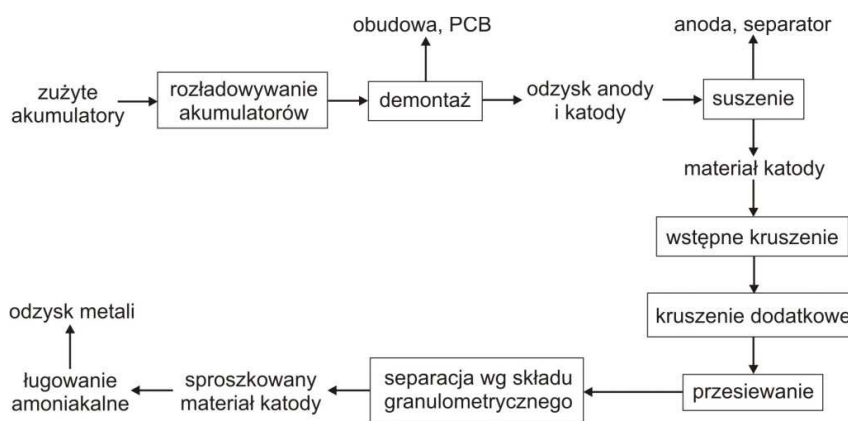
Jako alternatywne rozwiązanie w stosunku do metody ługowania kwasem, Ku i wsp. [6] zaproponowali proces odzysku metali ze zużytych akumulatorów litowo-jonowych z zastosowaniem wody amoniakalnej (Rys. 8). Jako czynnik ługujący użyto mieszaninę wody amoniakalnej, siarczanu oraz węgla amonu. Siarczan amonu w powyższej metodzie pełni funkcję reduktora, natomiast węgiel - roztworu buforowego. W pierwszym etapie, akumulatory poddano fizycznej obróbce, obejmującej: rozładowywanie do wartości $<0,1$ V, demontaż, separację, suszenie, rozdrabnianie, przesiewanie oraz segregację materiałów według składu granulometrycznego. W ten sposób wydzielona została katoda, którą następnie poddano rozdrabnianiu. Kolejnym etapem procesu była chemiczna obróbka, polegająca na ługowaniu metali z zastosowaniem przygotowanego wcześniej roztworu amoniakalnego. Po zakończeniu wmywania, czynnik ługujący poddano filtracji. Wadą metody jest stosunkowo długi czas prowadze-

nia procesu (co najmniej 40 minut), ze względu na zróżnicowaną wymywalność poszczególnych metali. Rezultaty badań wykazały, że już po około 10 minutach ługowania można odzyskać blisko 100% miedzi [6].



Rys. 7. Proces hydrometalurgiczny z zastosowaniem kwasu, zasady i substancji organicznych

Fig.7. Hydrometallurgical process with application of acid, alkali and organics



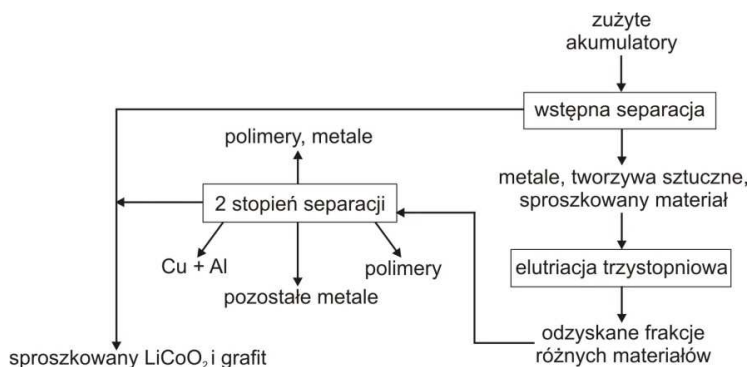
Rys. 8. Recykling akumulatorów litowo-jonowych za pomocą ługowania amoniakalnego

Fig. 8. Recycling of lithium-ion batteries by means of ammoniacal leaching process

Wśród najbardziej obiecujących i najszybciej rozwijających się w ostatnich latach technik recyklingu, wymienia się technologie biologiczne wykorzystujące działania mikroorganizmów do odzysku metali ze zużytych akumulatorów litowo-jonowych. W powyższych procesach stosowane są bakterie kwasolubne

m.in. *Acithiobacillus ferrooxidans*, które odgrywają istotną rolę w tzw. biogórowaniu i przenoszeniu metali z fazy stałej do fazy ciekłej. Bezpośredni mechanizm procesu polega na mineralnej bio-oksydacji, w wyniku czego komórki mikroorganizmów mogą utlenić nierozpuszczalne w wodzie siarczki metali do rozpuszczalnych siarczanów z zastosowaniem elektronów pochodzących bezpośrednio z materiałów. W celu zwiększenia efektywności, zalecane jest prowadzenie metody w środowisku bogatym w substancje odżywcze dla bakterii [1, 8].

Wobec prognoz wzrastającego udziału samochodów hybrydowych i elektrycznych oraz zagrożenia dotyczącego wyczerpania się zasobów Li i Co, opracowywane są nowe metody odzysku metali ze zużytych akumulatorów litowo-jonowych. Bertuol i wsp. [3] prowadzili badania nad możliwością recyklingu akumulatorów litowo-jonowych z zastosowaniem tzw. złoża fontannowego (Rys. 9). Uzyskane rezultaty wykazały, że powyższa metoda jest łatwym i stosunkowo tanim sposobem odzysku metali i tworzyw sztucznych ze zużytych baterii. W pierwszym etapie procesu, akumulatory były rozdrabniane mechanicznie za pomocą młyna młotkowego do wielkości cząstek <10 mm i następnie przesiewane na sitach o wymiarze oczek 0,211 mm. W ten sposób oddzielono metale, tworzywa sztuczne oraz sproszkowane materiały. W dalszym etapie, wydzielone frakcje poddano procesowi trzystopniowej elutracji poprzez ich wprowadzenie na złożo fontannowe z dopływem powietrza. Podczas wstępnej elutracji wydzielone zostały włókna polimerowe z niewielką zawartością Cu, Al, LiCoO_2 oraz grafitu. W celu oddzielenia powyższych frakcji, konieczne było przeprowadzenie procesu przesiewania na sitach. Pozostały na złożu fontannowym materiał poddano drugiemu stopniu elutracji z wydzieleniem frakcji Cu/Al, który następnie oczyszczono. W ten sposób uzyskano polimery i frakcje różnych materiałów o większych wymiarach, które ponownie zawrócono do obiegu.

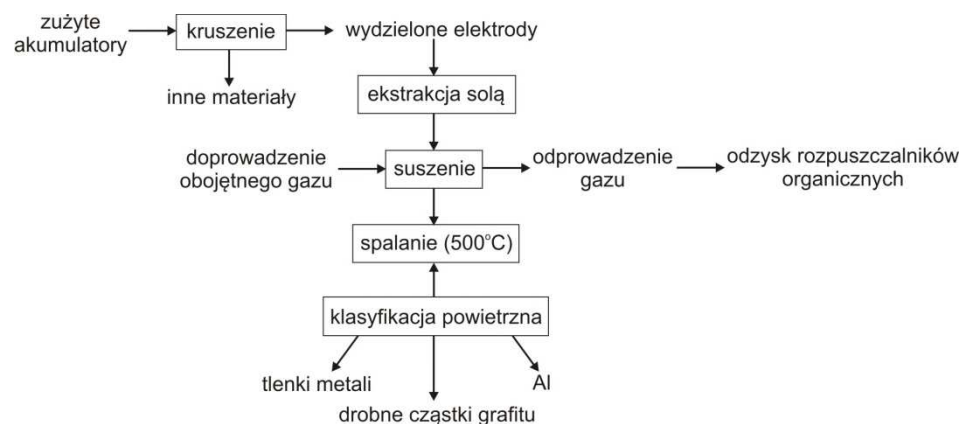


Rys. 9. Odzysk metali za pomocą elutracji na złożu fontannowym

Fig. 9. Metals recovery from lithium-ion batteries with application of the spouted bed elutriation

W trzecim stopniu elutriacji wydzielone zostały materiały obudowy akumulatorów litowo-jonowych [3]. Pomimo, że wspomniana metoda recyklingu stanowi alternatywę dla procesów mechanicznych technik odzysku metali, to jednak do tej pory nie znalazła komercyjnego zastosowania.

Kolejną metodą, która dotychczas znajduje się w fazie testów laboratoryjnych, jest proces ANVIL (Adhesion Neutralization via Incineration and Impact Liberation). Istotą procesu jest osłabienie adhezji pomiędzy obudową baterii i folią na skutek termicznego rozkładu PVDF, co jednocześnie wpływa na niższą kohezję między cząstkami aktywnych materiałów (Rys. 10). W celu uniknięcia zapłonu łatwopalnych składników, w pierwszym etapie akumulatory są rozdrabniane w atmosferze ubogiej w tlen. W ten sposób odzyskuje się elektrody oraz pozostałe elementy składowe. Po ekstrakcji solą LiPF_6 , elektrody poddaje się suszeniu z użyciem obojętnego gazu, z którego możliwy jest późniejszy odzysk rozpuszczalników organicznych. Kolejny etap procesu to wprowadzenie elektrody do obrotowego pieca, gdzie spoiwo ulega termicznemu rozkładowi. Pozostałość po procesie spalania poddaje się następnie klasyfikacji powietrznej, w wyniku czego otrzymywana jest czysta folia zawierająca glin oraz strumień gazu z materiałami aktywnymi i cząstkami grafitu. W celu wydzielenia tlenków metali oraz grafitu, stosowane są cyklony oraz specjalne filtry [5].



Rys. 10. Recykling akumulatorów litowo-jonowych metodą ANVIL

Fig. 10. Recycling of lithium-ion batteries with application of ANVIL method

Ciekawą propozycję elektrochemicznego odzysku kobaltu w formie $\text{Co}(\text{OH})_2$ i Co_3O_4 ze zużytych katod akumulatorów litowo-jonowych zaproponowali Barbieri i wsp. [2]. Zużyte akumulatory w pierwszym etapie demontowano ręcznie i rozdzielano na: katodę, anodę i pozostałe elementy. Katodę poddano suszeniu w temperaturze 120°C przez 24 godziny, a następnie zanurzono w wodzie destylowanej przez 1 godzinę. Na tym etapie ma miejsce odzysk LiCoO_2 . Przygotowany odpowiednio materiał katody rozpuszczono w roztworze

kwasu HNO_3 . Uzyskany roztwór poddano procesom filtracji w celu usunięcia niechcianych metali, m.in. węgla, który zawarty był w elektrodzie. Warstwy $\text{Co}(\text{OH})_2$ uzyskano się za pomocą roboczych elektrod powleczonych warstwą tlenku indu z domieszką cyny (tzw. elektrody ITO). Elektrostatyczne osadzanie $\text{Co}(\text{OH})_2$ na elektrodach ITO osiągnięto poprzez zastosowanie potencjału o wartości 0,85 V. W dalszym etapie elektrody zawierające warstwy $\text{Co}(\text{OH})_2$ poddano przemywaniu i prażeniu w temperaturze 450°C przez 3 godziny w celu uzyskania Co_3O_4 , który może znaleźć zastosowanie jako tzw. pseudo kondensator. Wydajność przemiany $\text{Co}(\text{OH})_2$ na Co_3O_4 wynosi około 64% ze względu na straty materiału podczas czyszczenia i prażenia, co przypisuje się stosunkowo słabej adhezji między wytworzonym wodorotlenkiem kobaltu a elektrodą ITO [2]. Z tego względu wspomniana powyżej metoda nie wyszła dotychczas poza sferę badań laboratoryjnych.

4. Podsumowanie

Wzrastający konsumpcjonizm oraz rozwój technologiczny przyczyniają się do coraz większej ilości produkowanych samochodów, w wyniku czego motoryzacja jest najszybciej rozwijającą się gałęzią przemysłu. Wzrost światowej produkcji pojazdów skutkuje również wzrastającą corocznie masą złomu samochodowego. Pojazdy wycofane z eksploatacji są uciążliwymi i niebezpiecznymi odpadami, które w przypadku niewłaściwej utylizacji stanowią poważne zagrożenie dla środowiska. Ze względu na obecność wartościowych metali, najbardziej preferowaną formą zagospodarowania wyeksploatowanych samochodów jest poddanie ich procesom recyklingu [11].

Rygorystyczne normy w zakresie emisji CO_2 doprowadziły w ostatnich latach do rozwoju rynku samochodów elektrycznych. Pojazdy hybrydowe i elektryczne są alternatywnym rozwiązaniem dla konwencjonalnych samochodów, umożliwiającym ponad 50-krotną redukcję emisji dwutlenku węgla. Wzrastająca corocznie liczba samochodów hybrydowych wymusza potrzebę opracowania nowych metod w zakresie ich recyklingu.

Obecnie samochody hybrydowe i elektryczne zasilane są za pomocą akumulatorów litowo-jonowych, które ze względu na obecność w swoim składzie metali ziem rzadkich, stwarzają problem z właściwą utylizacją. Odzysk metali z baterii litowo-jonowych jest procesem skomplikowanym, ale przy obecnym rozwoju technologicznym ma duże znaczenie z ekonomicznego i ekologicznego punktu widzenia. Wobec prognoz wyczerpania się światowych zasobów litu do 2035 r., niezbędne jest uzyskanie poziomu recyklingu ze zużytych akumulatorów litowo-jonowych na poziomie minimum 90% [5]. W tym celu konieczne jest oszacowanie ilości wytwarzanych baterii oraz opracowanie nowych technologii w zakresie odzysku metali ze zużytych akumulatorów.

Dotychczas stosowane, m.in. w Japonii czy Stanach Zjednoczonych na skalę przemysłową technologie recyklingu oparte są na metodach hydro- i pirome-

talurgicznych. Wadą wspomnianych procesów jest ich wysoka energochłonność, w związku z czym poszukiwane są bardziej ekonomiczne i proekologiczne rozwiązania. Do nowych metod recyklingu akumulatorów litowo-jonowych należy m.in. proces ANVIL, elutriacja z zastosowaniem złoża fontannowego oraz odzysk kobaltu do produkcji tzw. pseudo kondensatorów. Pomimo potwierdzonej skuteczności, wymienione powyżej rozwiązania funkcjonują jedynie w skali laboratoryjnej. Wprowadzenie nowych technologii recyklingu na szerszą skalę może przyczynić się do wzrostu stopnia odzysku metali z akumulatorów litowo-jonowych, chroniąc zasoby naturalne.

Literatura

- [1] Bankole O. E.: Battery recycling technologies: recycling wastelithium ion batteries with the impact on the environment in-view, *J. Environment Ecology*, 4 (2013) 14-28.
- [2] Barbieri E.M.S., Lima E.P.C., Cantarino S.J., Lelis M.F.F., Freitas M.B.J.G.: Recycling of spent ion-lithium batteries as cobalt hydroxide, andcobalt oxide films formed under a conductive glass substrate, andtheir electrochemical properties, *J. Power Sources*, 269 (2014) 158-163.
- [3] Bertuol D.A., Toniasso C., Jimenez B.M., Meili L., Dotto G.L., Tanabe E.H., Aguiar M.L.: Application of spouted bed elutriation in the recycling of lithium ionbatteries, *J. Power Sources*, 275 (2015) 627-632.
- [4] Gratz E., Sa Q., Apelian D., Wang Y.: A closed loop process for recycling spent lithium ion batteries, *J. Power Sources*, 262 (2014) 255-262.
- [5] Hanisch Ch., Loellhoeffel T., Diekman J., Markley K.J., Haselrieder W., Kwade A.: Recycling of lithium-ion batteries: a novel method to separate coating and foil of electrodes, *J. Cleaner Production*, 108 (2015) 301-311.
- [6] Ku H., Junga Y., Jo M., Parka S., Kim S., Yan D., Rhee K., An E.M., Sohn J., Kwon K.: Recycling of spent lithium-ion battery cathode materials by ammoniacal leaching, *J. Hazardous Materials*, 313 (2016) 138-146.
- [7] Li L., Zhai L., Zhang X., Lu J., Chen R., Wu F., Amine K.: Recovery of valuable metals from spent lithium-ion batteries by ultrasonic-assisted leaching process, *J. Power Sources*, 262 (2014) 380-385.
- [8] Marcincakova R., Kadukova J., Mrazikova A., Velgosova O., Luptakova A., Ubaldini S.: Metal bioleaching from spent lithium-ion batteries using acidophilic bacterial strains, *Inżynieria Mineralna*, 17 (2016) 117-120.
- [9] Natkunarajah N., Scharf M., Scharf P.: Scenarios for the return of lithium-ion batteries out of electric cars for recycling, *Procedia CIRP*, 29 (2015) 740-745.
- [10] Sonoc A., Jeswiet J., Soo V. K.: Opportunities to Improve Recycling of Automotive Lithium Ion Batteries, *Procedia CIRP*, 29 (2015) 752-757.
- [11] Stachowicz F.: Reuse, recovery and recycling of metals from end of life vehicles, *Progressive Technologies and Materials*, OW PRz, Rzeszów 2005, ss. 93-103.
- [12] Wojciechowski A., Łukasik Z.: Recykling pojazdów hybrydowych i elektrycznych, *Logistyka*, 6 (2014) 11268-11277.

- [13] Zeng X., Li J., Singh N.: Recycling of spent lithium-ion battery: a critical review, *Critical Reviews in Environmental Science and Technology*, 44 (2014) 1129-1165.
- [14] http://www.samar.pl/strefa-biznesu/hybrydy-podbija-polske?locale=pl_PL.
- [15] <http://www.suwalki24.pl/article/1,toyota-sprzedala-na-swiecie-juz-ponad-9-milionow-samochodow-hybrydowych>.
- [16] <https://elibama.files.wordpress.com/2014/10/v-d-batteries-recycling1.pdf>.

RECYCLING TECHNOLOGIES OF USED LITHIUM-ION BATTERIES – A REVIEW

Summary

The increase of the amount of hybrid and electric vehicles results in the development of their new recycling technologies. From the environmental and protection of natural resources point of view, the substantial element of hybrid electric vehicles is lithium-ion battery. These batteries are commonly used to power new types of cars. However, used lithium-ion batteries are relatively new kind of waste. For this reason, the most of recycling and recovery processes are in laboratory research. This article shows the review of recycling methods of lithium-ion batteries, which are used both on industrial scale and in laboratories. This paper also presents a composition of lithium-ion batteries and the characteristic of automotive market both in Poland and in the world.

Keywords: lithium-ion batteries, hybrid electric vehicles, electric vehicles, recycling, metals recovery

DOI: 10.7862/rm.2017.21

Przesłano do redakcji: 22.02.2017

Przyjęto do druku: 12.04.2017

Krzysztof ZIELECKI¹
Lucjan WITEK²
Feliks STACHOWICZ³

STRESS ANALYSIS OF THE SINGLE ADHESIVE LAP JOINTS WITH PLASTIC DEFORMATION OF CONNECTED MATERIALS

In this work the results of numerical stress analysis of single adhesive lap joints were presented. In the analysis both the linear-elastic and the elastic-plastic models of adherends materials were considered. Plastic deformation of adherends has a significant influence on the stress state in the adhesive layer. In the first part of the work the mechanical properties of adherends material obtained in experimental investigations were presented. In next part of the study the numerical model of joint was presented. The results of static analysis using the finite element method showed that in the case of joining materials with low value of yield stress the plastic deformation occurs in adherend at load much smaller than destructive force of the joint. In this kind of joints the plastic deformation of adherend has an influence on rapid stress increase in adhesive layer, in final stage of loading. This phenomenon causes a decrease of load capacity of single adhesive lap joints of elastic-plastic materials.

Keywords: single adhesive lap joint, stress analysis, finite element method, plastic strain

1. Introduction

Design of products may require the usage of inseparable joints. It can be realized by adhesive joints, where materials are connected by an adhesive layer. These joints are used for example in aircraft and automotive industry. The advantage of adhesive joints is continuous load transfer without stress concentrations in comparison to e.g. welded, projection welded, riveted joints.

Adhesively bonded joints can transfer lower loads than above mentioned [1] but in some cases they are only the one option. For example in case of necessity of joining very thin materials. Other application example would be joint

¹ Krzysztof Zielecki, ZF Friedrichshafen AG, Schweinfurt, Germany, e-mail: kzielecki@yahoo.com

² Autor do korespondencji/corresponding author: Lucjan Witek, Rzeszow University of Technology, 12 Powstańców Warszawy Ave., 35-959 Rzeszów, Poland, e-mail: lwitek@prz.edu.pl

³ Feliks Stachowicz, Rzeszow University of Technology, e-mail: stafel@prz.edu.pl

of different materials, which cannot be welded [2-4]. Damping properties of adhesive joints might also be considered as an advantage [5]. Designers work continuously in order to increase the strength of bonded joints. One of the approach to increase the strength is decreasing of joint stiffness in the external area of overlap by changing the geometrical parameters [6-9]. An engineering tool which allows the stress analysis of adhesive joints is finite element method (FEM) [10-14]. Most of research works are related to the analysis of joints with linear-elastic material of adherends.

The main aim of this work is numerical determination of stress state in single adhesive lap joints with elastic-plastic model of adherend material. In order to make a comparative analysis, the joint with linear-elastic model of material will be also considered.

2. Numerical model of joint and the boundary conditions

The joint (Fig. 1) was composed of two sheets (dimensions: $100 \times 25 \times 2$ mm) made out of S185 carbon steel. The sheets were connected using Araldite 2014-1 epoxy adhesive. The thickness of adhesive layer equals 0.2 mm. The adhesive was modeled as linear-elastic material. The joint was loaded by the force $F = 5282$ N (destructive force obtained in experimental investigations). In this study two kinds of model of joined materials (adherends) were considered.

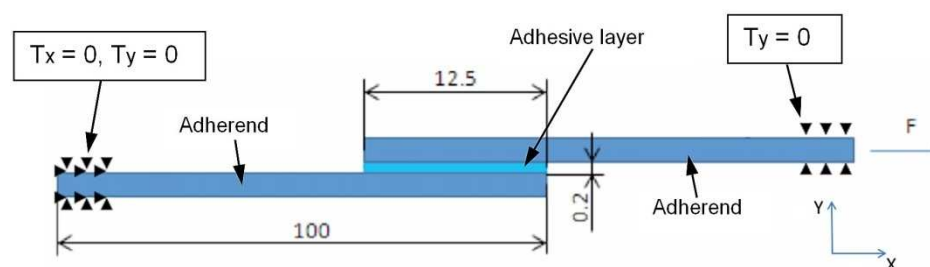


Fig. 1. Dimensions, boundary conditions and load of joint

The numerical model of joint is composed of 134 589 QUAD-8 finite elements [15] with quadratic shape function and 406 706 nodes. The finite element mesh was concentrated in the border zone of adhesive layer. In the numerical analysis the plain strain was considered in order to determine the stress state in the central section of the joint. The simplification of the analysis to plain strain, decreases the size of the numerical task. The set of nodes located on the left part of the joint (Fig. 2) was fixed (translations: $T_x = 0$, $T_y = 0$). For nodes located on the right part of the joint the partial fixation was defined ($T_y = 0$). These boundary conditions are equivalent to the conditions occurring in the experimental tension test of the joint. The force $F = 5282$ N was defined on the right border surface of the model. This load was equal to the destructive force of the joint.

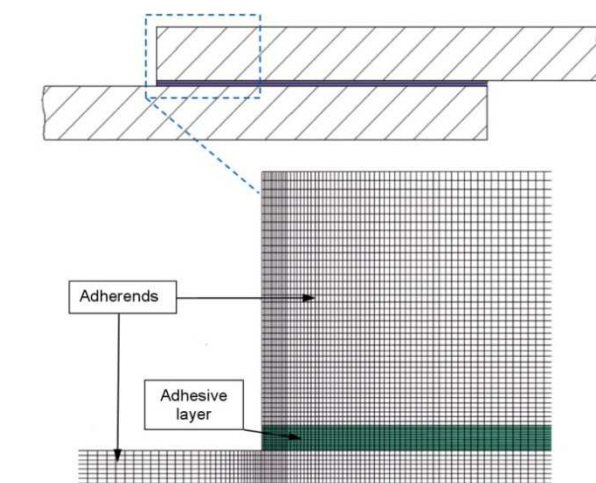


Fig. 2. Fragment of numerical model of joint with finite element mesh

3. Experimental material tests of adhesive and adherend

Single adhesive lap joints were made using the Araldite 2014-1 adhesive (Huntsman Advanced Materials GmbH Company). Araldite 2014-1 is two components epoxy adhesive used for connection of metal structures. The adhesive is delivered in two containers (adhesive and hardener, proportion 2:1). The adhesive was mixed using a screw mixing nozzle. In order to determine the mechanical properties of the Araldite 2014-1 adhesive, the flat specimens with the use of casting method were first prepared. The specimens were next subjected to the static tension test. The results of the tension test performed for two specimens are presented in Fig. 3.

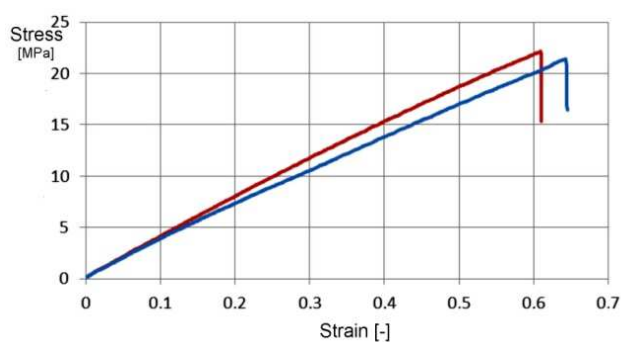


Fig. 3. Stress-strain characteristics for Araldite 2014 adhesive after hardening

On the base of performed experimental investigations the following mechanical properties of Araldite 2014-1 adhesive were specified: Young's modulus $E = 3425$ MPa, ultimate tensile strength $UTS = 21.8$ MPa. Obtained results (Fig. 3) show that Araldite 2014-1 adhesive after hardening can be considered as linear-elastic material. The adherends were made out of S185 carbon steel [16]. In order to determine the material characteristics of S185 steel the specimens were subjected to experimental investigations. The result of the static tension test of adherend material is presented in Table 1.

The tension test of S185 steel (plot of stress vs. strain) does not take into account the cross-section changes during tension of the specimen. In order to define the elastic-plastic model of material (according to Abaqus solver requirements [15]) there is a need to determine both the Young's modulus and also the plot of real stress vs. plastic strain. This plot is presented in Fig. 4. The results of material investigations showed that S185 steel has the yield stress value of 163 MPa. The ultimate tensile strength (UTS) of this steel equals 304 MPa (Tab. 1).

Table 1. Mechanical properties of S185 steel

Young's modulus E [MPa]	Yield stress $R_{0.2}$ [MPa]	Ultimate tensile strength UTS [MPa]
209 600	163	304

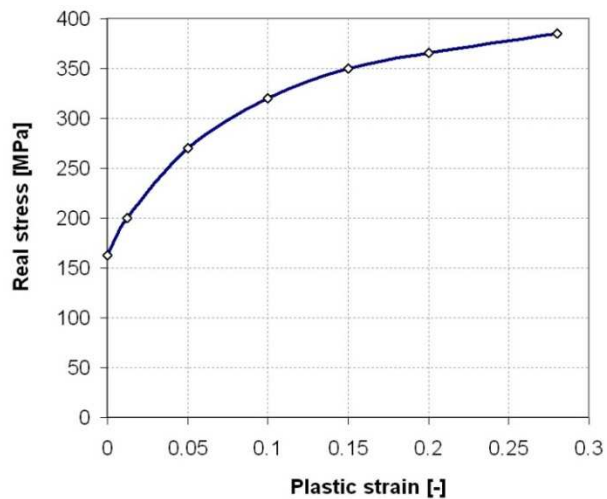


Fig. 4. Plot of real stress vs. plastic strain for S185 steel used for definition of elastic-plastic model of adherend material

4. Stress and strain analysis of adhesive joints

In the results of numerical calculations using finite element method the stress distributions were obtained for single adhesive lap joints, for two following configurations:

- Linear-elastic model of adherend material (S185 steel) described by the Young's modulus (209.6 GPa) and the Poisson's ratio (0.3), linear analysis.
- Elastic-plastic model of adherend material, described by the Young's modulus and the real stress vs. plastic strain characteristic (Fig. 4), nonlinear analysis.

In Fig. 5 the stress distribution for the joint with linear-elastic model of adherend material is presented. As can be seen in this figure the largest equivalent stress (calculated for destructive force $F = 5282$ N) has a value of 473.42 MPa. The largest stress area occurs in the sheets, just near the end of the adhesive layer. Obtained results show that equivalent stress is about 3 times larger than the yield stress of S185 steel (163 MPa). The conclusion is that the stress distribution computed for considered joint (with linear-elastic model of adherend material) could not be real.

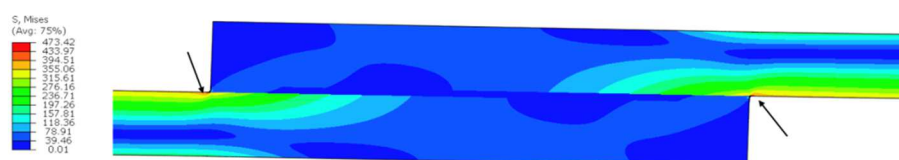


Fig. 5. Equivalent stress distribution (according to Huber-Mises-Hencky criterion) for central part of the joint. Results of nonlinear stress analysis for joint with linear-elastic model of adherend material, for load $F = 5282$ N)

In Fig. 6 the result of nonlinear stress analysis of joint with elastic-plastic model of adherend material is presented. It is visible that after using the elastic-plastic model of material the maximum equivalent stress (according to Huber-Mises-Hencky (H-M-H) criterion) in sheets was reduced to the value of 230 MPa. This value exceeds the yield stress of S185 steel. It means that the material of sheets was strengthened. Zone of maximum stress area is located on the surface of sheet, near the end of adhesive layer.

As can be seen in Fig. 6 the complex stress state occurs in the joint. The sheets are subjected to both the tension and the bending (related to non-axial load of the lap joint). After plastifying adherend (sheets) the bending state is increased what causes larger deformation of the joint.

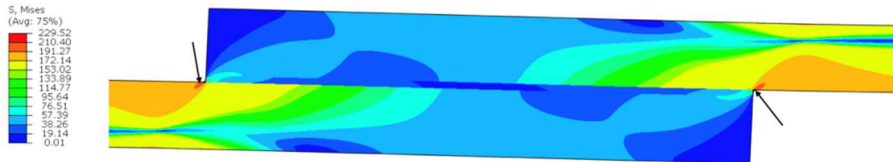


Fig. 6. Equivalent (H-M-H) stress distribution for central part of the joint. Results of linear stress analysis for joint with elastic-plastic model of adherend material, for load $F = 5282$ N

In Fig. 7 the plastic strain distribution in adherends is presented. From this figure it is visible that the plastic strain area achieves more than 50% of the sheet cross-section area. The largest plastic strain zones (points A1, Fig. 7) are located on the sheet surface, about 0.2 mm outside of the adhesive layer. The plastic strain zones begin in sheets, on the border of adherend-adhesive layer (points B1).

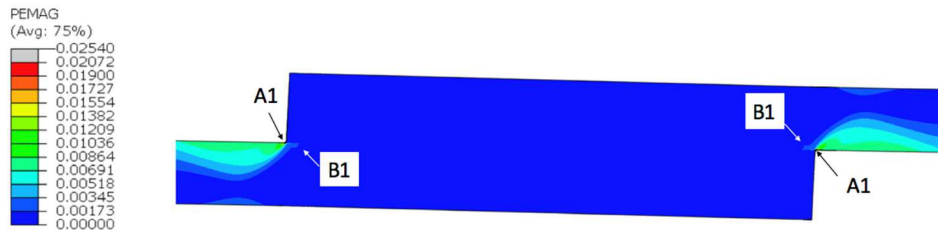


Fig. 7. Plastic strain distribution in the joint loaded by force $F = 5282$ N

The results presented above were related to the stress in the sheets (adherends). But the destructive force in adhesive joints depends mainly on stress levels in the adhesive layer. In next part of the study the stress in adhesive layer will be analyzed.

In Fig. 8 the joint section is presented. In this figure the X axis is located in the adhesive layer, in distance of 0.02 mm from the adhesive-adherend border. The X axis (X coordinate) will be used for description of horizontal axis of the plot presented in Fig. 9. The X axis location was defined on the base of experimental results (the cohesive fracture of the adhesive layer was located in distance of 0.02 mm from the adhesive-adherend border).

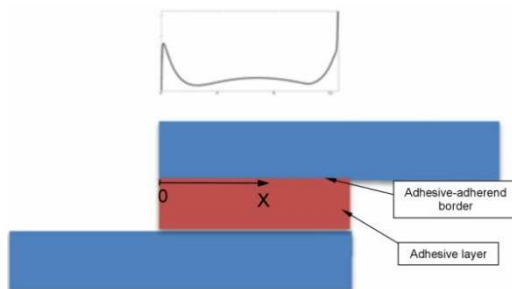


Fig. 8. Location of X axis used for description of horizontal axis of plot presented in Fig. 9

In Fig. 9 the maximum principal (σ_1) stress values as a function of X coordinate is presented. Value 0 of X coordinate is defined for the beginning of the adhesive layer. The σ_1 stress distribution (common with the tearing and the shear stresses [7]) has the largest influence on strength of single adhesive lap joints.

As can be seen in Fig. 9 in the left part of adhesive layer (for linear-elastic model of adherend material) the σ_1 stress has a value of 71 MPa. The area of maximum stress is located in the adhesive layer on coordinate $X = 0.3$ mm. After the use of the elastic-plastic model of adherend material the σ_1 stress in the adhesive layer has a value of 80 MPa. In the central part of the adhesive layer the stresses in adhesive layer for both models of materials have a value of about 8-10 MPa.

A larger difference in stress values is observed in the right part of the adhesive layer. In this zone the σ_1 stress has a value of 175 MPa (for linear-elastic model of adherend material) and 240 MPa (for elastic-plastic model of material). Observed large stress increasing in adhesive layer is related to the plastic deformation of adherends (joined sheets).

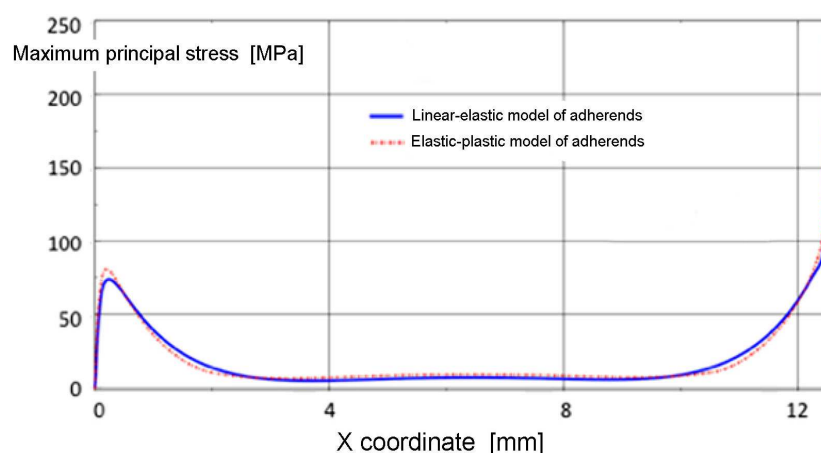


Fig. 9. Maximum principal (σ_1) stress values as a function of X coordinate in adhesive layer for linear-elastic and elastic-plastic model of adherend material

The material of sheets was considered (in second case) as elastic-plastic. From this reason in this work the nonlinear static analysis was used [15]. In computations the load $F = 5282$ N was divided onto smaller increments. In the analysis the constant increment (step time) of 0.1 was defined. As a result of computations (for first increment, step time of 0.1) the stress state was obtained for the load which is equal to 10% of destructive force. During next increments the load is increased. The analysis is finished if the step time equals 1.

In Fig. 10 the maximum shear stress values in the adhesive layer as a function of step time is showed. Step time value of 1 should be related to the force of $F = 5282$ N.

From Fig. 10 it is seen that (for linear-elastic material of adherends) a linear increase of shear stress in adhesive layer is observed. The different character has a curve defined for elastic-plastic model of adherend materials. In this case the stress in the adhesive layer is proportional to the load, to the step time of 0.5 only. At higher values of step time the progressive increase of stress is observed. It means that the first plastic strain occurs in adherends (made out of S185 steel) at load of 2641 N which is equivalent to 50% of joint destructive force.

The quantitative results of experimental investigations of adhesive lap joints showed that the components of the joint after destructive test occur the permanent deformations. These deformations are visible after fracture of the joint (Fig. 11).

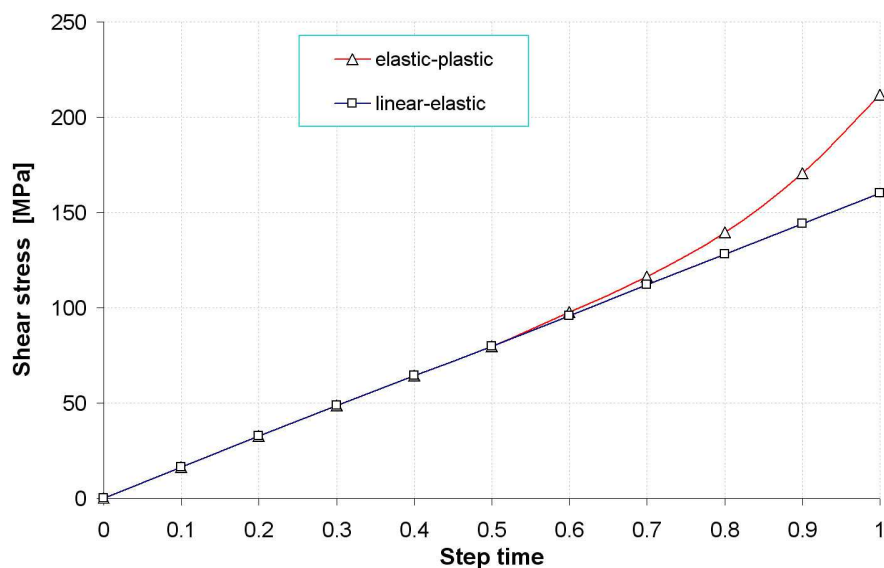


Fig. 10. Maximum values of shear stress in adhesive layer as a function of step time. Step time of 1 is equal to $F = 5282$ N



Fig. 11. Segment of adhesive joint (adherend) after destructive test. The permanent deformation of sheet is visible

5. Conclusions

In this work the results of stress analysis of single adhesive lap joints were presented. For adherends two following models of material were defined: linear-elastic and the elastic-plastic. In the results of numerical finite element analysis

both the stress and the plastic strain were calculated for the joint components. Using the nonlinear static analysis the shear stress in the adhesive layer as a function of time step was additionally determined. On the basis of realized study the following conclusions can be formulated:

1. The maximum equivalent stress in joined sheets (for linear elastic model of adherends material) has a value of 473.42 MPa. This stress exceeds about 3 times the yield stress of S185 steel.
2. In the joint with elastic-plastic model of adherend material the maximum stress in the sheets achieves the value of 230 MPa.
3. Plasticisation of material of bonded sheets causes their larger deformation in the vicinity of edge of the adhesive layer. As a result, at loads larger than 50% of destructive force a rapid stress increase is observed in the adhesive layer.
4. In presented case, the use of elastic-plastic model of adherend material caused increase the maximum stress in adhesive layer at about 37% (in comparison to the joint with linear-elastic model of adherend material).
5. In joints of materials with low value of yield stress the elastic-plastic model of adherend materials should be used in order to correct stress estimation in the adhesive layer.

Acknowledgement

The research leading to these results has received funding from the People Programme (Marie Curie International Research Staff Exchange) of the European Union's Seventh Framework Programme FP7/2007-2013/ under REA grant: PIRSES-GA-2013-610547.

References

- [1] Biruk-Urban K., Kuczmaszewski J.: Modyfikacja klejów epoksydowych w aspekcie ich właściwości cieplnych, *Technologia Automatyżacja Montażu*, 2 (2013) 31-34.
- [2] Petrie E.M.: *Handbook of Adhesives and Sealants*, McGraw - Hill Professional, New York, 2006.
- [3] Habenicht G.: *Kleben erfolgreich und fehlerfrei: Handwerk, Praktiker, Ausbildung, Industrie*, Wiesbaden, Vieweg+Teubner, 2008.
- [4] Habenicht G.: *Kleben - Grundlagen, Technologien, Anwendungen*, Berlin, Springer 2008.
- [5] Pocius. A.V.: *Adhesion and Adhesives Technology: An Introduction*, Cincinnati Carl Hanser Verlag GmbH Co KG, 2012.
- [6] Verein Deutscher Ingenieure: *VDI 2229 Metallkleben, Metallkleben Hinweise für die Konstruktion und Fertigung*, VDI-Gesellschaft für Konstruktion und Entwicklung, 1979.
- [7] Kuczmaszewski J.: *Fundamentals of metal-metal adhesive joint design*, Lublin University of Technology, Polish Academy of Sciences, 2006.

- [8] Yana Z.M., Youa M., Yib X.Y., Zhenga X.L. , Lia Z.: A numerical study of parallel slot in adherend on the stress distribution in adhesively bonded aluminum single lap joint, *Int. J. Adhesion Adhesives*, 27 (2007) 687-695.
- [9] Pires I., Quintino L., Durodola J.F., Beevers A.: Performance of bi-adhesive bonded aluminium lap joints, *International Journal of Adhesion & Adhesives* 23 (2003) 215-223.
- [10] Godzimirski J., Rośkowicz M., Tkaczuk S.: *Wytrzymałość połączeń klejowych*, WAT, Warszawa 2010.
- [11] Hua Y., Gu L., Trogdon M.: Three-dimensional modeling of carbon/epoxy to titanium single-lap joints with variable adhesive recess length, *Int. J. Adhesion Adhesives*, 38 (2012) 25-30.
- [12] Xiaocong H.: A review of finite element analysis of adhesively bonded joints, *Int. J. Adhesion Adhesives*, 31 (2011) 248-264.
- [13] Zielecki K., Witek L.: Influence of young modulus of connected materials on ultimate strength of beveled adhesive joints, *Proc. Int. Conf. Advances in Micromechanics of Materials*, Rzeszów 2014.
- [14] Zielecki K., Witek L.: Analysis of stress and ultimate strength of modified single adhesive lap joints, *Logistyka*, 4 (2015) 7015-7021.
- [15] ABAQUS Users Manual, Abaqus Inc., 2009.
- [16] http://www.salzgitterstahlhandel.pl/pl/produkty/gatunki_normy/gatunki_EN10025.

ANALIZA NAPRĘŻEŃ JEDNOZAKŁADKOWYCH POŁĄCZEŃ KLEJOWYCH Z PLASTYCZNYM ODKSZTAŁCENIEM ŁĄCZONYCH MATERIAŁÓW

Streszczenie

W pracy przedstawiono wyniki numerycznej analizy naprężeń jednozakładkowych połączeń klejowych. Dla łączonych blach zastosowano dwa modele materiału: liniowo-sprężysty oraz sprężysto-plastyczny. Odształcenie plastyczne materiału klejonego wywiera znaczący wpływ na stan naprężeń w warstwie kleju. W pierwszej części pracy przedstawiono właściwości mechaniczne materiału łączonego, które otrzymano w badaniach eksperymentalnych. W następnej części pracy przedstawiono model numeryczny połączenia. Wyniki analizy statycznej metodą elementów skończonych wykazały, że w przypadku łączenia materiałów charakteryzujących się niską wartością granicy plastyczności odkształcenie plastyczne występuje w materiale łączonym przy obciążeniu znacznie mniejszym od siły niszczącej połączenie. Zjawisko to powoduje obniżenie nośności jednozakładkowych połączeń klejowych materiałów sprężysto-plastycznych.

Słowa kluczowe: zakładkowe połączenie klejowe, analiza naprężeń, metoda elementów skończonych, odkształcenie plastyczne

DOI: 10.7862/rm.2017.22

Otrzymano/received: 24.05.2017

Zaakceptowano/accepted: 21/06.2017

Informacje dodatkowe

1. Lista recenzentów współpracujących będzie opublikowana w czwartym numerze *Zeszytów Naukowych Politechniki Rzeszowskiej, Mechanika*, z. 89 (4/2017) oraz zamieszczona na stronie internetowej:
<http://oficyna.prz.edu.pl/pl/zeszyty-naukowe/mechanika/>
2. Zasady recenzowania są udostępnione na stronie internetowej:
<http://oficyna.prz.edu.pl/zasady-recenzowania/>
3. Informacje dla autorów artykułów są udostępnione na stronie internetowej:
<http://oficyna.prz.edu.pl/informacje-dla-autorow/>
4. Formularz recenzji jest udostępniony na stronie internetowej:
<http://oficyna.prz.edu.pl/pl/zeszyty-naukowe/mechanika/>
5. Instrukcja dla autorów omawiająca szczegółowo strukturę artykułu, jego układ, sposób przygotowywania materiału ilustracyjnego i piśmiennictwa jest zamieszczona na stronach internetowych:
<http://oficyna.prz.edu.pl/pl/instrukcja-dla-autorow/>
oraz
<http://oficyna.prz.edu.pl/pl/zeszyty-naukowe/mechanika/>
w zakładce „Instrukcja dla autorów”.
6. Dane kontaktowe do redakcji czasopisma, adresy pocztowe i e-mail do przesłania artykułów oraz dane kontaktowe do wydawcy są podane na stronie internetowej (Komitet Redakcyjny):
<http://oficyna.prz.edu.pl/pl/zeszyty-naukowe/mechanika/>

Zasady recenzowania, informacje dla autorów, formularz recenzji, instrukcja dla autorów i dane kontaktowe do redakcji czasopisma i wydawcy będą opublikowane w czwartym numerze *Zeszytów Naukowych Politechniki Rzeszowskiej, Mechanika*, z. 89 (4/2017).